

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

# VYUŽITÍ OPTIMALIZAČNÍCH METOD PŘI NÁVRHU TRANSSONICKÉHO KŘÍDLA S IMPLEMENTACÍ ZÁKLADNÍCH KONSTRUKČNĚ PEVNOSTNÍCH OMEZENÍ

MODERN AERODYNAMIC OPTIMIZATION METHODS APPLICATION TO TRANSONIC  
WING DESIGN WITH IMPLEMENTED BASIC STRUCTURAL CONSTRAINTS

DIZERTAČNÍ PRÁCE  
DOCTORAL THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

Ing. PETR DOUPNÍK

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2010

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2009/2010

## **ZADÁNÍ DIZERTAČNÍ PRÁCE**

student(ka): Ing. Petr Doupník

který/která studuje v **doktorském studijním programu**

obor: **Konstrukční a procesní inženýrství (3909V001)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma dizertační práce:

**Využití optimalizačních metod při návrhu transsonického křídla s implementací základních konstrukčně pevnostních omezení**

v anglickém jazyce:

**Modern Aerodynamic Optimization Methods Application to Transonic Wing Design with Implemented Basic Structural Constraints**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Cíle dizertační práce:

Seznam odborné literatury:

Vedoucí dizertační práce: prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

Termín odevzdání dizertační práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2009/2010.

V Brně, dne

L.S.

---

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.  
Ředitel ústavu

---

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.  
Děkan fakulty

**Abstrakt**

Práce seznamuje s využitím optimalizačních metod při návrhu křídla malého dopravního letounu kategorie business-jet, se zahrnutím základních konstrukčně pevnostních omezení. Konkrétně v ní byly prozkoumány možnosti metody plochy odezvy. Byla prokázána efektivita metody plochy odezvy ve spojení s CFD metodami při aerodynamické optimalizaci. Základní pevnostní požadavky byly začleněny do optimalizace a byl tak řešen reálný multidisciplinární problém. Práce se také zabývá metodami vyhodnocení rozložení zatížení po rozpětí křídla. Disertační práce byla řešena v rámci evropského projektu CESAR 6. rámcového programu EU.

**Abstract**

The thesis gives overview of complex aerodynamic optimization approach applied to business-jet aircraft wing design. Response surface method (RSM) potential was explored particularly. The efficiency of RSM approach for CFD based aerodynamic optimization was demonstrated. Basic structural requirements were successfully integrated to optimization – real multidisciplinary problem was solved. Some methods for evaluation of forces distribution along wingspan were explored. Thesis was solving within the frame of 6<sup>th</sup> EU FP integrated project CESAR.

**Klíčová slova:**

Metoda plochy odezvy, multidisciplinární optimalizace, CFD, transsonické křídlo

**Key words:**

Response surface method (RSM), multidisciplinary optimization, CFD, transonic wing

**Bibliografická citace**

DOUPNÍK, P. Využití optimalizačních metod při návrhu transsonického křídla s implementací základních konstrukčně pevnostních omezení. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 54 s. Vedoucí disertační práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

**Prohlášení autora o původnosti práce**

Prohlašuji že jsem disertační práci na téma Využití optimalizačních metod při návrhu transsonického křídla s implementací základních konstrukčně pevnostních omezení vypracoval sám s použitím uvedené literatury.

V Brně dne

.....

**Poděkování:**

*Děkuji všem, kteří si to zaslouží, podle toho jak sami uznají.*

# Obsah

1. Úvod .....	6
1.2 Cíle a obsah práce .....	6
1.3 Popis projektu CESAR .....	7
2. Problematika aerodynamické optimalizace.....	8
2.1 Analýza současného stavu .....	8
2.2 Vymezení optimalizačního problému a sestavení účelové funkce .....	9
2.3 Metoda plochy odezvy (Response Surface Method – RSM).....	10
2.4 Podrobnější popis dalších používaných optimalizačních metod .....	13
Variační postupy.....	13
Genetický algoritmus.....	13
Parciální heuristické úpravy již ověřeného návrhu .....	15
3. Optimalizační strategie .....	16
3.1 Požadavky a omezení .....	16
Režimy letu a omezení .....	16
3.2 Kalibrace řešiče a výpočetní sítě.....	17
3.3 Analýza originální geometrie .....	20
3.4 Tvorba geometrie a výpočetní sítě .....	22
3.5 Vyhodnocení rozložení zatížení po rozpětí křídla .....	23
Vyhodnocení v programu Fluent .....	23
Vyhodnocení řetězcem Tecplot – Integrace řezů – Excel.....	24
3.6 Optimalizace – metoda plochy odezvy.....	27
Stručný popis metody .....	28
Míra kvality regrese .....	28
Definice návrhových parametrů .....	29
Cílová funkce.....	30
3.7 Aerodynamické optimum.....	32
Detailní analýza aerodynamického optima .....	33
3.8 Pevnostní a celkové optimum .....	39
4. Další analýza plochy odezvy .....	41
4.1 Zpřesnění aproximace v místech optim .....	41
4.2 Změna rozsahu úhlu šípu.....	42
4.3 Přehled výsledků.....	44
Zpřesněné aerodynamické optimum .....	44
Aerodynamické optimum ve změněném rozsahu úhlu šípu .....	45
Pevnostní/celkové optimum ve změněném rozsahu úhlu šípu .....	46
5. Tunelová měření.....	48
6. Závěr .....	50



Seznam použité literatury .....	52
Seznam symbolů a zkratk.....	54

# 1. Úvod

V dnešní době si takřka nelze představit aerodynamický návrh bez snahy o optimalizaci ať již dílčích částí nebo i celých konfigurací. Ačkoliv velká část připadá na jednoduché optimalizace, kdy aerodynamik mění parametry na základě zkušeností nebo systémem pokus-omyl, stále častěji se objevují sofistikovanější optimalizace využívající složité optimalizační algoritmy a výpočetní metody. Tento rozvoj byl vyvolán rostoucími požadavky na hledání nových konkurenčních výhod návrhů a rostoucími požadavky na snížení celkových vývojových a provozních nákladů. Větší použití optimalizace v aerodynamickém návrhu bylo umožněno v první řadě zvyšováním výpočetního výkonu hardware, který je k dispozici.

Vyšším stupněm v optimalizaci je tzv. multidisciplinární optimalizace, která v současné době zaznamenává velký rozvoj. Jedná se o optimalizaci spojující aerodynamické, konstrukčně pevnostní ale i materiálově-technologické požadavky do jednoho řešení, čímž minimalizuje vývojové a provozní náklady a odstraňuje některá výrazná omezení čistě aerodynamické nebo pevnostní optimalizace.

Kompromis mezi aerodynamickými a pevnostními požadavky byl vždy řídicí silou při návrhu letadel. Již v počátcích letectví, dvouplošníky které dominovaly mezi tehdejšími konfiguracemi, byly ústupkem aerodynamiků potřebě pevnosti a tuhosti konstrukce. Pouze pozdější pokrok v pevnostním návrhu a materiálech dovolil stavbu jednoplošníků s dostatečnou tuhostí křídla a bylo tak možno využít jejich výhod vyšší aerodynamické účinnosti.

Návrh transsonického křídla je typický příklad multidisciplinárního a vícerežimového optimalizačního problému. Ačkoliv cílem při optimalizaci návrhu transsonického křídla je, v principu, minimalizace aerodynamického odporu, je zde mnoho dalších souvisejících parametrů. Jedna z podstatných závislostí je mezi minimalizací odporu a minimalizací hmotnosti křídla. Zjednodušeně můžeme říct, že zvýšením tloušťky křídla dosáhneme přenesení stejného ohybového momentu, při menším průřezu nosných částí, což vede ke snížení hmotnosti. Na druhou stranu, zvýšení tloušťky křídla zároveň vede ke zvýšení vlnového odporu. Dále také, eliptické rozložení zatížení po rozpětí křídla, které by snížilo indukovaný odpor má za následek větší ohybový moment v kořeni křídla a tudíž i zvýšení hmotnosti křídla.

Využití multidisciplinární optimalizace se tedy jeví jako žádoucí pro návrh transsonického křídla a začlenění některých konstrukčně pevnostních omezení může předejít řadě problémů v pozdějších fázích návrhu transsonického letounu.

## 1.2 Cíle a obsah práce

Z obsáhlého tématu aerodynamické optimalizace je doktorská disertační práce zaměřena na aerodynamickou optimalizaci transsonického křídla se zahrnutím základních konstrukčně pevnostních omezení, perspektivně v rámci projektu EU CESAR 6. rámcového programu EU, v oblasti návrhu křídla letounů kategorie business jet. Jedná se o dosti rozsáhlou problematiku, přičemž v rámci této práce byly stanoveny následující cíle k řešení:

- vytvoření metodiky optimalizace transsonického křídla
- aerodynamická optimalizace transsonického křídla se zahrnutím základních konstrukčně pevnostních omezení

- využití metody plochy odezvy při optimalizaci transsonického křídla

Výsledkem naší práce je tedy především vytvoření metodiky optimalizace křídla CFD prostředky se zahrnutím pevnostně konstrukčních omezení, pro něž je nutno v průběhu optimalizace určit zatížení a jeho rozložení. Důležitým cílem je také stanovení jasných pravidla pro návrh a optimalizaci křídla, získání zkušeností a demonstrace možností, výhod a schopností moderních výpočetních metod. Dále je posouzena vhodnost a použitelnost metody plochy odezvy při aerodynamické optimalizaci komplexní 3D geometrie.

Jedním z cílů také je zapojení do řešení tohoto významného evropského projektu, jehož kvalitu garantuje účast špičkových evropských leteckých výzkumných ústavů a výrobců.

### **1.3 Popis projektu CESAR**

CESAR (Cost-Effective Small Aircraft)

Projekt CESAR je zaměřen na výrobce malých komerčních letadel a měl by poskytnout zvýšení jejich schopností nutných pro plnou konkurenceschopnost na světovém trhu. Cílem je vytvořit nový vývojový koncept pro tuto kategorii letadel a zlepšit vybrané technologie umožňující významné zkrácení doby vývoje a snížení vývojových, provozních a servisních nákladů, se zřetelem na bezpečnost, pohodlí cestujících a vliv na životní prostředí.

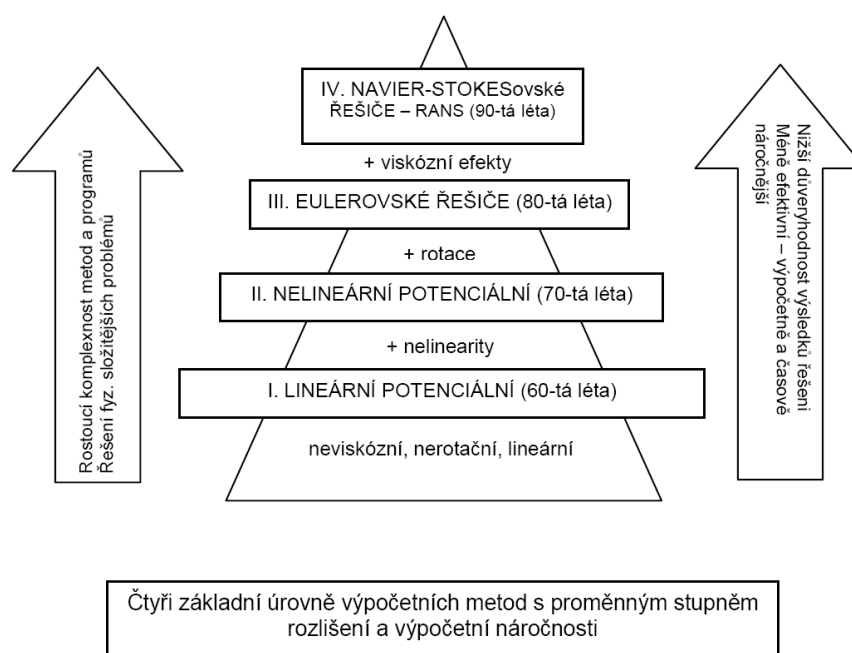
Téma 1 projektu CESAR v sobě zahrnuje aerodynamiku a mechaniku letu, reprezentující fyzikální základ. Činnosti v tomto tématu jsou věnovány demonstraci a přenosu progresivních metod, které byly vyvinuty pro velká komerční letadla, na letadla menších kategorií (commuter, light a business jet a dalších). Samotný návrh a optimalizace křídla je pak obsažen v Tématu 1 úkol 1.2 Advanced Wing, jehož hlavní cíle jsou:

1. připravit metody, prostředky, data a zkušenosti umožňující výrazné urychlení aerodynamického návrhového procesu.
2. Prokázat, že prostřednictvím výkonných CFD prostředků v kombinaci s optimalizačními strategiemi dosáhneme podstatného zlepšení návrhového procesu a výsledný návrh je kvalitnější.
3. ukázat že současné použití přesnějších CFD metod a jednoduchých předběžných návrhových metod ukáže výhody moderních CFD metod a ujasní, v kterých případech mohou být CFD metody použity a kdy je postačující použití jednodušších metod.
4. prokázat že použití moderních CFD metod umožňuje vytvořit návrh s vyšším stupněm bezpečnosti (přesněji s ohledem na pádové vlastnosti a nárazu) v rané fázi vývoje.

## 2. Problematika aerodynamické optimalizace

### 2.1 Analýza současného stavu

Výpočetní nástroje používané při aerodynamickém návrhu, které se využívají při optimalizaci, se dělí na několik skupin, které vznikly historickým vývojem v této oblasti. Jednotlivé nástroje jsou dle svojí výpočetní náročnosti pak využívány na různých úrovních zpracování návrhu. Principiálně shodné metody se používají jak pro návrhy profilů, tak pro křídlo nebo kompletní konfigurace. Jedná se o metody souhrnně nazývané CFD (Computational Fluid Dynamics). Metody lze obecně rozdělit do čtyř kategorií (Obr. 1). Tato kategorizace je založena na matematickém vyjádření, schopnostech a omezeních a na časové posloupnosti zavedení metod do vývoje letadel. Metody kategorie IV., založené na Navier-Stokesových (dále N-S) rovnicích, které dokáží simulovat takřka všechny jevy v tekutinách, pro které platí předpoklad kontinua, jsou již dlouho známé. Nicméně v 60tých letech minulého století ještě nebyly k dispozici počítače dostatečné výkonnosti ani efektivní numerické algoritmy pro řešení N-S rovnic. To vedlo k vývoji alternativ založených na bezviskózních aproximacích N-S rovnic. První tři kategorie tedy představují kódy založené na aproximacích bez vlivu viskozity.



Obr. 1: Hierarchie výpočetních metod používaných při aerodynamickém návrhu

Aerodynamický návrh využívající CFD metody ve spojení s numerickou optimalizací je velice efektivní při tvorbě aerodynamicky optimálního tvaru dle návrhových parametrů. Dobře formulovaná optimalizace při vhodně definovaných geometrických omezeních může pomoci rychle najít dobrý kompromis mezi aerodynamickými, pevnostně-konstrukčními, nebo i provozními cíli.

Optimalizace se při návrhu transsonického křídla objevila již v začátcích využití numerické analýzy k výpočtu transsonického profilu, která byla prvně prováděna na počátku 70tých let 20. století například Antonym Jamesonem z Grumman Aerospace Corporation [1]. Optimalizací transsonického profilu se pak

zabývali kupříkladu v NASA G.N.Vanderplaats a R.M.Nick [2]. Od prvního využití aerodynamické optimalizace při návrhu transsonického křídla se vývoj posunul, až k dnes používaným komplexním třidimenzionálním tvarovým návrhům či multidisciplinární optimalizaci.

V počátečním vývojovém stupni, byly prováděny pouze úpravy částí profilů, jako náběžné a odtokové hrany nebo úpravy kořenového a koncového profilu při zachování půdorysu křídla. Pro výpočet byly používány potenciální řešiče a optimalizační techniky byly založeny na běžných gradientních metodách. V současné době se pro aerodynamickou analýzu velice často používají „Navier-Stokesovské“ řešiče.

Z optimalizačních metod se dnes nejčastěji používají genetické algoritmy. Setkáme se s nimi prakticky u všech typů úloh aerodynamické optimalizace, od 2D profilů [3], [4] a vztahové mechanizace [5] až po 3D optimalizaci křídel [6] a komplexních geometrií [7]. Obliba genetických algoritmů při řešení optimalizačních problémů tak ostatní metody zatlačila poněkud do pozadí. Přesto se můžeme setkat i s dalšími optimalizačními postupy, jako například s využitím teorie řízení pro optimalizaci křídla [8] nebo citlivostní analýzou použitou pro multidisciplinární optimalizaci křídla [9].

Ačkoliv optimalizace při aerodynamickém návrhu již dosáhla značného rozšíření a výpočetní metody a optimalizační postupy jsou neustále zdokonalovány, stále je ve velké míře spoléháno na statistické rozbory existujících řešení či zkušenosti aerodynamika. Častá je také optimalizace, při které postupně získáváme informace o objektu optimalizace a zlepšujeme jeho vlastnosti buďto výpočtem mnoha variant a výběrem nejlepší, nebo výpočtem sekvenčním při kterém se postupně upravují jednotlivé detaily a sleduje se jejich vliv na celkové vlastnosti. Takového postupu bylo použito i při hledání optimální polohy motorových gondol vůči křídlu u jednoho z nejnovějších letounů kategorie light jet HondaJet [10]. Výsledky dosažené těmito metodami samozřejmě vůbec nekorrespondují se skutečnými extrémy v daném vyhledávacím prostoru a nalezení opravdového optima bývá spíše náhodné. Přesto jsou tyto metody hojně využívány, což je dáno jejich jednoduchostí a systémovou nenáročností.

## **2.2 Vymezení optimalizačního problému a sestavení účelové funkce**

Definování cíle optimalizace a sestavení účelové funkce je ta část optimalizace, jejíž úspěšné zvládnutí závisí spíše na zkušenostech a citu aerodynamika nežli na matematických dovednostech. V případě nevhodně zvoleného cíle optimalizace se velice často stává, že výsledný návrh je prakticky nepoužitelný při i malé změně okolních podmínek. Optimalizace v transsonické oblasti jsou v tomto směru zvláště citlivé.

Při aplikacích na optimalizaci křídel a komplexních 3D konfigurací se v drtivé většině případů jako cíl optimalizace definuje maximalizace klouzavého poměru  $c_L/c_D$ , při fixní hodnotě  $c_L$ . V případě návrhu pro více režimů je účelová funkce složena z váhově provázaných klouzavostí pro požadované režimy. Příklady optimalizace křídla v transsonickém režimu s takto složenou funkcí lze nalézt v [12], [13] nebo [14]. Jako další se v účelových funkcích objevuje minimalizace součinitele klopivého momentu  $c_m$  nebo maximalizace maximálního součinitele vztahu  $c_{Lmax}$ . Z konstrukčně-pevnostních cílů se používá například přímo minimalizace pouze ohybového momentu [15], nebo maximalizace tloušťky profilu, respektive

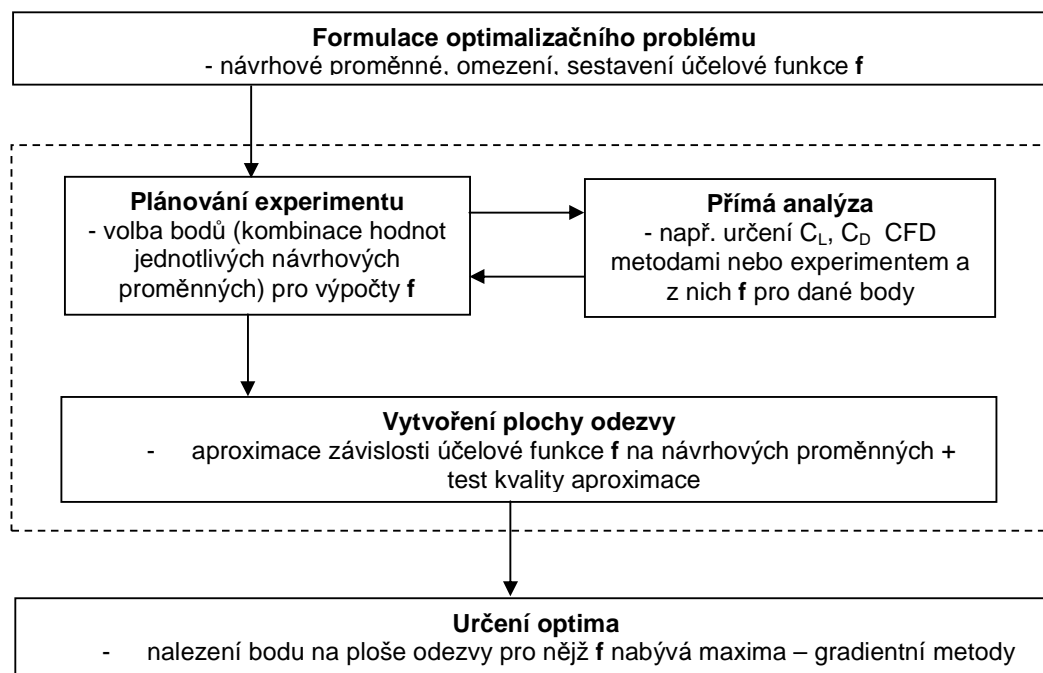
maximalizace rozdílu tloušťky profilu a minimální tloušťky profilu potřebné k přenesení zatížení křídla [16]. Velice často se také objevuje požadavek dodržení vnitřního objemu křídla určeného pro palivové nádrže a jeho maximalizace [17], [18].

Omezující podmínky pak lze rozdělit na ty, které vyplývají z aerodynamických požadavků (max. plocha křídla, maximální úhel šípu a další) a na omezení vyplývající z požadavků dalších disciplín zainteresovaných při návrhu letounu (minimální objem paliva ve skříni křídla, minimální tloušťka profilu apod.).

## 2.3 Metoda plochy odezvy (Response Surface Method – RSM)

Metoda plochy odezvy má svoje počátky v polovině minulého století a byla využívána od počátku zejména v oblasti procesního inženýrství (řízení kvality procesů).

Metoda plochy odezvy je soubor statistických a matematických technik vhodných pro vývojové, inovační a optimalizační procesy. Má důležité uplatnění v návrhu a vývoji nových produktů stejně jako ve zlepšování již existujících návrhů.



Obr. 2: Metoda plochy odezvy – blokové schéma

Nejrozsáhlejší aplikace RSM jsou ve světě průmyslu, přesněji v situacích, kde mnoho vstupních proměnných potenciálně ovlivňuje výkonnostní rozsah nebo kvalitativní charakteristiky produktu nebo procesu. Tyto výkony nebo kvalitativní charakteristiky se nazývají odezva. Většina skutečných aplikací RSM zahrnuje více než jednu odezvu. Vstupní proměnné bývají často nazývány jako nezávislé nebo návrhové proměnné a jsou předmětem řízení při testu nebo experimentu.

Obecně předpokládáme, že produkt, proces nebo systém vytváří odezvu  $y$  která je závislá na kontrolovatelných vstupních proměnných  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k$ . Rovnice je pak zapsána jako:

$$y = f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k) + \varepsilon$$

kde tvar skutečné funkce odezvy  $f$  je neznámý a pravděpodobně velice komplikovaný a  $\varepsilon$  je člen reprezentující ostatní zdroje nezahrnuté v  $f$ . Tudiž  $\varepsilon$  obsahuje efekty jako chyby měření působení dalších proměnných a další vlivy. S  $\varepsilon$  se zachází jako se statistickou chybou, většinou se předpokládá normální rozložení s nulovou střední hodnotou a odchylkou  $\sigma^2$ . Jestliže střední hodnota  $\varepsilon$  je nulová, potom:

$$\begin{aligned} E(y) \equiv \eta &= E[f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k)] + E(\varepsilon) \\ &= f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k) \end{aligned}$$

Proměnné  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k$  se obvykle nazývají přirozené proměnné, protože jsou vyjádřeny v přirozených jednotkách jako stupně Celsia, litry a podobně. Ve většině RSM aplikací je vhodné transformovat přirozené proměnné do kódovaných proměnných  $x_1, x_2, \dots, x_k$ , které jsou obvykle definované jako bezrozměrné s nulovou střední hodnotou a se stejným rozsahem standardní odchylky. Skutečná funkce odezvy je pak zapsána ve tvaru:

$$\eta = f(x_1, x_2, \dots, x_k)$$

Jelikož tvar skutečné funkce odezvy  $f$  není znám, je potřeba ji aproximovat. Opravdu úspěšné použití metody plochy odezvy je kriticky závislé na schopnosti vytvořit vhodnou aproximaci funkce  $f$ . Většinou je pro aproximaci v určitém relativně malém prostoru dostatečné použití polynomů nízkých řádů. Téměř vždy postačuje použít lineární nebo kvadratický model. Pro dvě nezávisle proměnné lineární model s kódovanými proměnnými je:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2$$

tento tvar ovšem zahrnuje pouze hlavní efekt dvou proměnných  $x_1$  a  $x_2$ . Pokud existuje interakce mezi těmito proměnnými, může být doplněna do modelu následovně:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_{12} x_1 x_2$$

kvadratický model by pak měl tvar:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_{11} x_1^2 + \beta_{22} x_2^2 + \beta_{12} x_1 x_2$$

Obecný tvar lineárního modelu:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k$$

a kvadratického modelu:

$$\eta = \beta_0 + \sum_{j=1}^k \beta_j x_j + \sum_{j=1}^k \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j=2}^k \sum \beta_{ij} x_i x_j$$

Funkce odezvy se dále linearizuje za pomoci substitucí a vytvoří se tak lineární regresní model. Takže například pro kvadratický model se dvěma

proměnnými zavedeme substitute:  $x_1^2 = x_3$ ,  $x_2^2 = x_4$ ,  $x_1 \cdot x_2 = x_5$  a  $\beta_3 = \beta_{11}$ ,  $\beta_4 = \beta_{22}$  a  $\beta_5 = \beta_{12}$  a dostaneme tak rovnici:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 + \beta_4 x_4 + \beta_5 x_5$$

Pak lze při  $k$  návrhových parametrech (zde po substituci 5) a při počtu analýz nebo experimentů  $n$  použít lineární regresní model:

$$\boldsymbol{\eta} = \mathbf{X} \cdot \boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\varepsilon}$$

$$\boldsymbol{\eta} = \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{X} = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2k} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nk} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_k \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{pmatrix}.$$

Minimalizací součtu čtverců odchylek je určen odhad  $\mathbf{b}$  pro koeficienty  $\beta$ :

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}^T \cdot \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \cdot \boldsymbol{\eta}$$

Je vždy nezbytné zkontrolovat model, ujistit se že poskytuje odpovídající aproximaci skutečného systému a ověřit že žádný z předpokladů není porušen. Jedním z důležitých statistických parametrů je regresní koeficient  $R^2$ , který vyjadřuje jak dobře regresní funkce aproximuje data:

$$R^2 = \frac{SS_R}{SS_T} = 1 - \frac{SS_E}{SS_T}$$

Regresní součet čtverců je:

$$SS_R = \mathbf{b}^T \mathbf{X}^T \boldsymbol{\eta} - \frac{\left( \sum_{i=1}^n \eta_i \right)^2}{n}$$

a součet čtverců odchylek je:

$$SS_E = \boldsymbol{\eta}^T \boldsymbol{\eta} - \mathbf{b}^T \mathbf{X}^T \boldsymbol{\eta}$$

a celkový součet čtverců je:

$$SS_T = \boldsymbol{\eta}^T \boldsymbol{\eta} - \frac{\left( \sum_{i=1}^n \eta_i \right)^2}{n}.$$

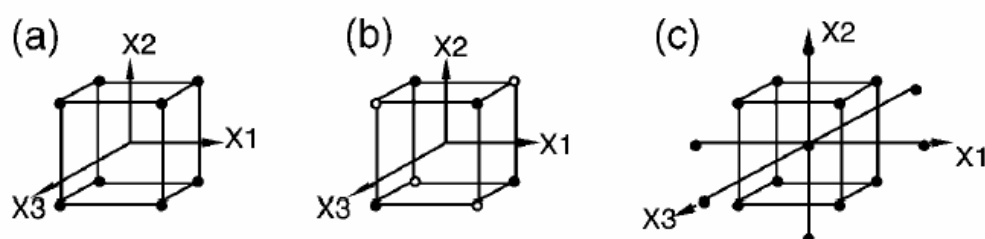
Z rovnice výše uvedené rovnice je zřejmé že  $0 \leq R^2 \leq 1$ . Nicméně větší hodnota  $R^2$  nemusí nutně znamenat dobrý regresní model. Přidání proměnné do modelu vždy zvýší hodnotu  $R^2$ , bez ohledu na to, jestli přidaná proměnná je statisticky významná nebo ne. Jelikož  $R^2$  vždy vzroste, když přidáme člen do modelu, je často použit standardizovaný-  $R^2$  parametr,  $R_{adj}^2$  definovaný níže.



$$R_{adj}^2 = 1 - \frac{SS_E / (n - p)}{SS_T / (n - 1)} = 1 - \frac{n - 1}{n - p} (1 - R^2)$$

Obecně, standardizovaný- $R^2$  ne vždy roste, když je proměnná přidána do modelu. Ve skutečnosti když je přidán nepodstatný člen, hodnota  $R_{adj}^2$  často klesá.

Jako technika pro výběr kombinace návrhových proměnných se používá plánování experimentu. V plánování experimentu jsou všechny návrhové proměnné (i spojité) nahlíženy jakožto jednotlivé úrovně. Jejich diskretizací je dosaženo snížení možných kombinací variant a zároveň je snížen šum u odezvy (aproximace je hladší). Pro plánování experimentu bylo navrženo a lze použít několik technik, jako plně a semi-faktoriální experiment, ortogonální experiment, centrální kompozitní – tzv. CCD experiment anebo D-optimální kritérium.



Obr. 3: Znárodnění různých schémat plánu experimentu pro tři parametry  $X_1$ ,  $X_2$ ,  $X_3$  – a) plně faktoriální návrh, b)  $2^{3-1}$  faktoriální, c) kompozitní návrh

Obecně ortogonální návrh je používán pro polynomy lineární a CCD pak pro polynomy kvadratické. Pro problémy s komplikovanými omezujícími podmínkami nebo velmi nepravidelným návrhovým prostorem není vhodný ortogonální nebo CCD návrh experimentu.

## 2.4 Podrobnější popis dalších používaných optimalizačních metod

### Variační postupy

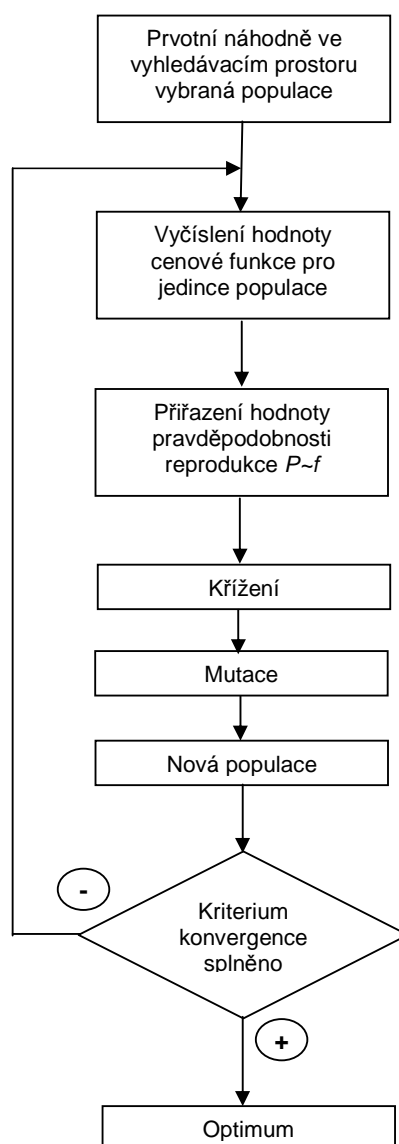
Dalším z optimalizačních postupů s rostoucím využitím je založen na využití „teorie optimálního řízení“ a je uveden jako příklad variačního postupu. Tento postup využívá metod teorie optimálního řízení pro systémy popsané parciálními diferenciálními rovnicemi s řízením pomocí změny tvaru okrajových podmínek výpočtu. Zjednodušeně řečeno je v tomto přístupu například křídlo považováno za zařízení pro řízení proudu za účelem vytvoření daného vztaku při minimálním odporu a při dodržení dalších omezujících předepsaných podmínek (jako dostatečný prostor pro palivo, strukturální tuhost a omezení na stabilitu a řiditelnost).

### Genetický algoritmus

Genetický algoritmus (GA) je heuristický postup, který se snaží aplikací principů evoluční biologie nalézt řešení složitých problémů. Základní koncept genetických algoritmů vychází z napodobení přírodních procesů nezbytných pro evoluční vývoj, zvláště těch, které vychází z principů prvně stanovených Charlesem Darwinem o přežití nejschopnějších. Genetické algoritmy, resp. všechny postupy patřící mezi tzv. evoluční algoritmy používají techniky napodobující evoluční procesy

známé z biologie – dědičnost, mutace, přirozený výběr a křížení – pro „šlechtění“ řešení zadané úlohy.

Základem optimalizace genetickým algoritmem je postupná tvorba různých řešení daného problému. Při řešení se uchovává tzv. populace, složená z jedinců představujících vždy jedno řešení daného problému. Populace postupně prochází evolucí a řešení se tak zlepšují. Obvykle se pro popis vlastností jednotlivých řešení používají binární čísla, řetězce jedniček a nul. Na začátku simulace (v první generaci) se většinou používá populace z náhodně zvolených členů. Pro každého z jedinců je následně určena tzv. fitness funkce, která vyjadřuje kvalitu řešení reprezentovaného tímto jedincem. Na základě této kvality jsou stochasticky vybráni jedinci, kteří jsou modifikováni (pomocí mutací a křížení), čímž vznikne nová populace. Tento postup se iterativně opakuje, čímž se kvalita řešení v populaci postupně vylepšuje. Algoritmus se obvykle zastaví při dosažení postačující kvality řešení, případně po předem dané době.



Obr. 4: Schéma chodu genetického algoritmu

### **Parciální heuristické úpravy již ověřeného návrhu**

Nejčastěji v praxi používaný postup, který lze také zahrnout pod pojem aerodynamické optimalizace. Jedná se vlastně o využití postupně získávaných informací o objektu optimalizace a zlepšování jeho vlastností pomocí buďto výpočtu mnoha variant a výběru té nejlepší, nebo výpočtu sekvenčním, při kterém se postupně upravují jednotlivé detaily a sleduje se jejich vliv na celkové vlastnosti. Tyto metody samozřejmě nedávají vůbec žádný přehled o dosažení maxima či minima z hlediska vyhledávacího prostoru, jelikož tento je volen zcela dle libovůle, nebo lépe zkušenosti aerodynamika. Metoda je však nejméně náročná na systémový přístup, přípravu optimalizačního postupu a prostředí.

### 3. Optimalizační strategie

Optimalizační strategie použitá v této práci je založena na vytvoření zjednodušeného modelu (plochy odezvy). Hlavní myšlenkou je prozkoumat chování cílové funkce v návrhovém prostoru za použití výsledků Navier-Stokesového řešiče z malého počtu návrhových bodů. Návrhové body vybrané pro simulace nebyly vybrány náhodně, ale za použití speciální strategie nazývané plánování experimentu.

#### Optimalizační algoritmus:

- kalibrace řešiče
- analýza originální konfigurace
- použití metody plochy odezvy (kvadratický model)
- automatizace tvorby sítě v programu Ansys ICEM CFD
- výpočet a vyhodnocení cílové funkce – program Fluent 6.3.26
- nalezení aerodynamického optima
- integrace pevnostních požadavků
- výsledky analýz, závěr

#### 3.1 Požadavky a omezení

Tvar křídla má velký (takřka rozhodující) vliv na aerodynamické charakteristiky letadla v transsonické oblasti. Tvar křídla je dán jednak půdorysem, kroucením a vzepětím křídla a také profily křídla. Profily použité u původní geometrie AC2 poskytnuté firmou Piaggio Aero (Obr. 8) vznikly optimalizací v předešlé fázi projektu CESAR. Konkrétně se jedná o profily označené ILM111 a ILM115 které byly navrženy v Polsku v Institutu Lotnictwa a byly získány optimalizací provedenou za účelem oddálení transsonických jevů. V původním zadání projektu CESAR (dokument CE-SOCATA-T12-D1.2.2-5) byly umožněny pouze změny tvaru profilu a kroucení křídla. Ostatní parametry křídla měly být zmrazeny. Po několika testech bylo rozhodnuto prozkoumat, jaký mají tato omezení vliv, tedy neměnit profily ale naopak jako návrhové proměnné použít úhel šípu, rozpětí, zúžení a kroucení křídla při konstantní ploše křídla. Tato změna zadání se zdála vhodná i díky použitým již optimalizovaným profilům, které tudíž neskýtaly větší naději na výrazné zlepšení charakteristik křídla. Naopak původ ostatních parametrů tvaru křídla nebyl znám a šance na zlepšení se zdála větší.

Nastavení křídla vůči trupu je jeden stupeň a bylo při optimalizaci zachováno. Veškeré charakteristiky i pro samotné křídlo jsou v průběhu celé optimalizace vyhodnocovány pro souřadný systém celého letounu.

#### Režimy letu a omezení

Tab. 1: Režimy letu a návrhové součinitele vztlaku

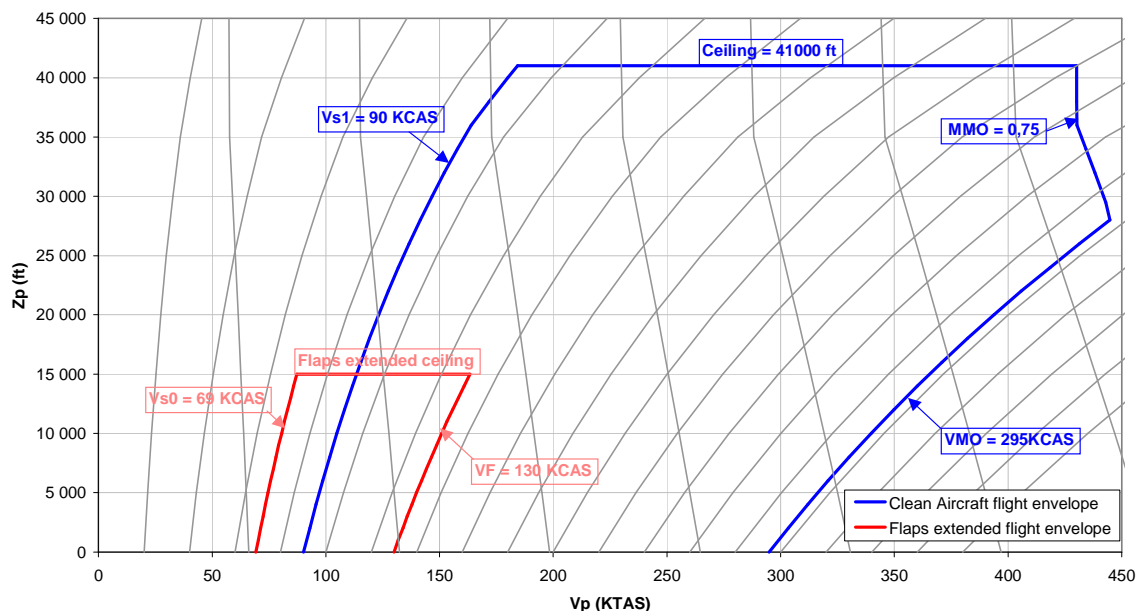
Priority	Pressure Altitude	True Airspeed	Machovo číslo	Rozsah $c_L$ (Křídlo)	$c_{Lmax}$ (Křídlo)
-	ft	KTAS/ $ms^{-1}$	-	-	-
Cruise Priority 1	35 000	400/205,8	0,694	0,20-0,29	0,44
Cruise Priority 2	31 000	420/216,1	0,716	0,16-0,22	0,35
Cruise Priority 3	41 000	350/180,0	0,610	0,34-0,50	0,75
Low Speed Priority 4	0	90/46,3	0,136		$\geq 1,6$

Ve všech případech součinitel klopivého momentu  $c_m$  musí být vyšší než **-0,08**.  
Machovo číslo odporové divergence musí být vyšší než MMO ( $M=0,75$ ). Toto musí být splněno přinejmenším při následujících podmínkách:

Pressure Altitude	$c_L$ křídla
41 000 ft	0,33

*Poznámka: Za Machovo číslo odporové divergence je brán bod, ve kterém platí:*

$$\left( \frac{\partial c_D}{\partial M} \right)_{c_L=\text{constant}} = 0,1$$

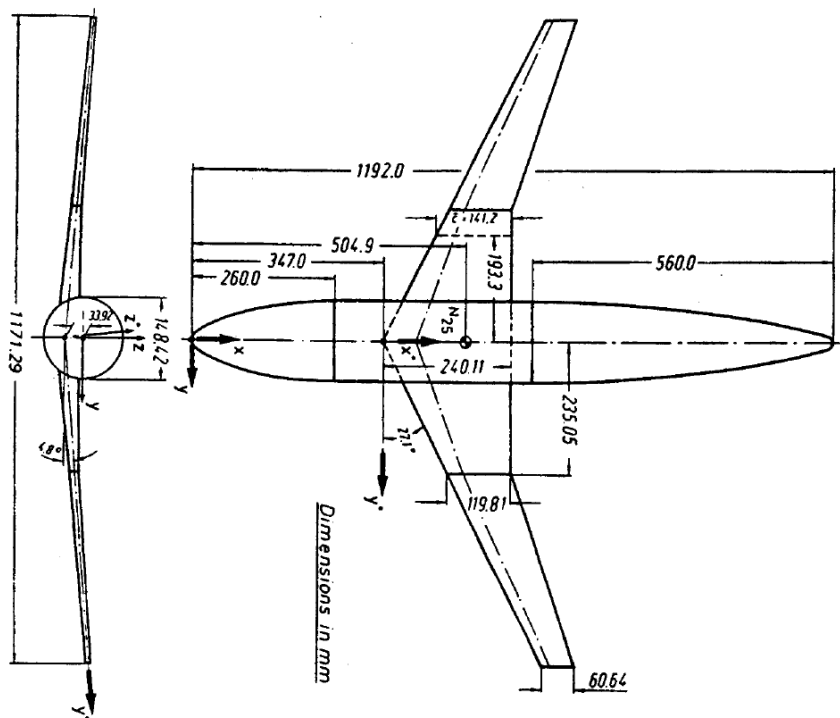


Obr. 5: Předpokládaná letová obálka

### 3.2 Kalibrace řešiče a výpočetní sítě

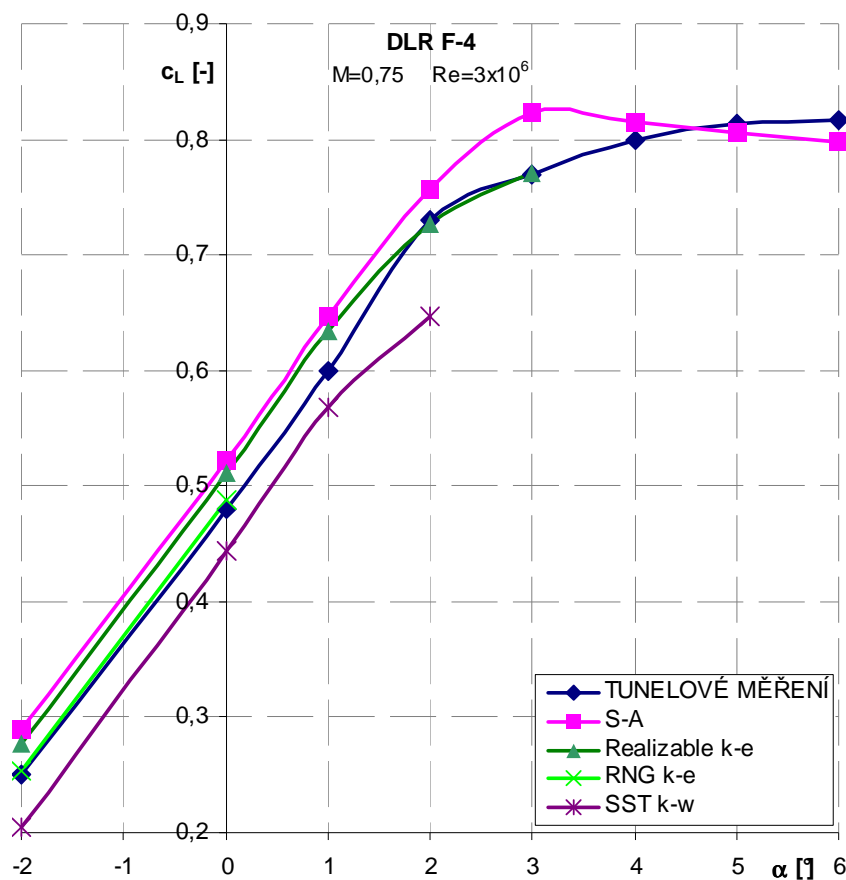
CFD metody zaznamenaly v od svého zavedení značný rozvoj, umožňují řešit stále náročnější a složitější úlohy. Bohužel výsledky mohou být zatíženy značnou chybou v řádu i desítek procent. Tato chyba může být způsobena řadou faktorů, například použitím nevhodného modelu turbulence, nekvalitní výpočetní sítě, neadekvátním nastavením okrajových a počátečních podmínek a dalšími vlivy. Je proto dobré před výpočtem nového návrhu provést kalibrační výpočty na podobném řešení, u něhož máme k dispozici měření.

Pro kalibrační výpočty byla použita geometrie DLR-F4 (Obr. 6) vyvinutá AGARD (Advisory Group for Aerospace & Development, Francie). Tato geometrie byla navržena přímo jako testovací případ pro validaci CFD kódů a výpočtů. Byla provedena 3 nezávislá tunelová měření této geometrie v NLR (National Aerospace Laboratory, Nizozemí), ONERA (The French Aerospace Laboratory, Francie) a DRA (Defence Research Agency, Velká Británie). Detailní informace o geometrii DLR-F4 byly publikovány v [12].

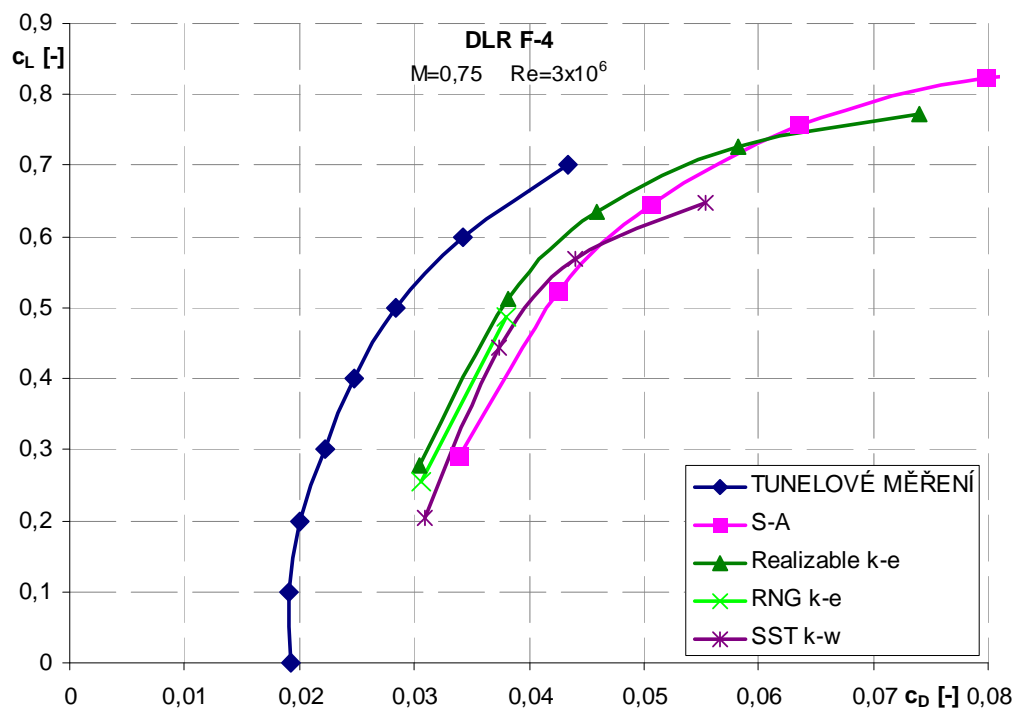


Obr. 6: Uspořádání geometrie DLR-F4

Samotný kalibrační výpočet řešičem Fluent byl proveden zejména za účelem zjištění nejvhodnějšího modelu turbulence, ale také pro posouzení vhodnosti výpočetní sítě vygenerované v programu ICEM CFD. Při kalibraci byla kromě přesnosti výpočtu zohledňována také časová náročnost, neboť optimalizační postup vyžaduje provedení velkého množství výpočtů.



Obr. 7: Kalibrační výpočty – vztahové křivky



Obr. 8: Kalibrační výpočty – poláry

Tab. 2: Rychlosti výpočtu

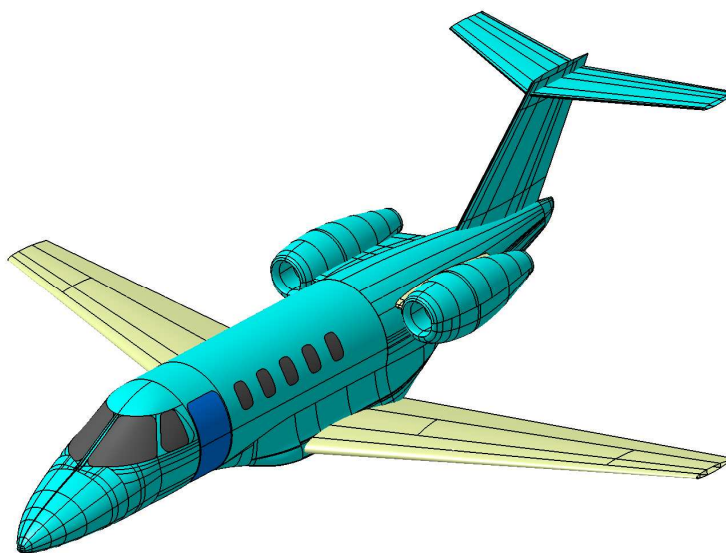
Model	čas na 50 iterací
turbulence	[s]
S-A	328
Realizable $k-\varepsilon$	329
RNG $k-\varepsilon$	345
SST $k-\omega$	352

Z obrázků 7 a 8 je patrné, že nejlepší shoda výpočtu s tunelovým měřením byla, pro součinitel vztlaku, dosažena s použitím modelu turbulence RNG  $k-\varepsilon$  při nízkých úhlech náběhu a Realizable  $k-\varepsilon$  při vyšších úhlech náběhu. Součinitel odporu je pak všemi modely turbulence nadhodnocen přibližně stejně. Nicméně byly během výpočtů odhaleny velké problémy s konvergencí modelů turbulence Realizable  $k-\varepsilon$  a SST  $k-\omega$  při vyšších úhlech náběhu. Model turbulence RNG  $k-\varepsilon$  vykazoval tyto problémy již při nízkých úhlech náběhu a při vyšších úhlech nekonvergoval zcela.

Pro optimalizaci byl tedy vybrán model turbulence Spalart-Allmaras, který nevykazoval žádné problémy s konvergencí a navíc bylo s jeho použitím řešení nejrychlejší (Tab. 2).

### 3.3 Analýza originální geometrie

Před započítím optimalizace bylo nutné provést důkladnou analýzu originální geometrie. Jednalo se o geometrii v rámci projektu CESAR označenou jako AC2 která byla dodaná firmou Piaggio Aero (Obr. 9).

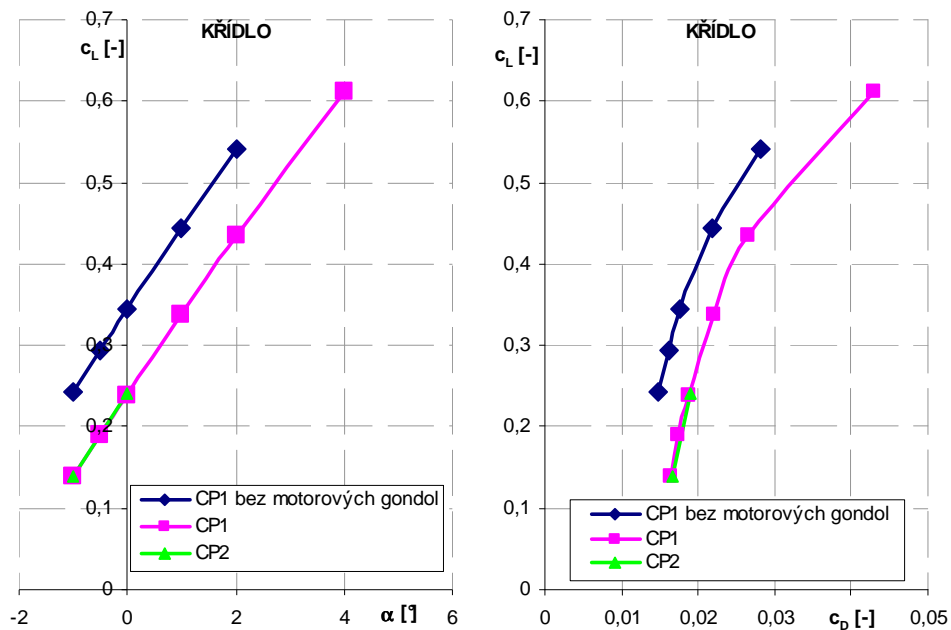


Obr. 9: Původní geometrie AC2 poskytnutá firmou Piaggio Aero

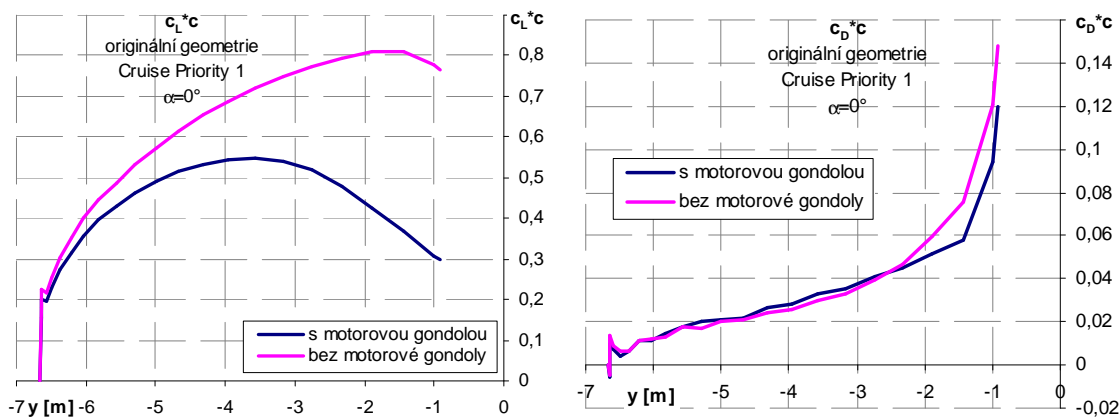
Byl prověřen vliv motorových gondol na obtékání křídla a prozkoumáno chování aerodynamických charakteristik křídla. V rámci zjednodušení výpočtu byly motorové gondoly simulovány jako volně průchozí, tj. v motorových gondolách byl místo motorů pouze otvor, kterým mohl vzduch volně proudit.

Analýza originální geometrie ukázala velký vliv motorových gondol na aerodynamické charakteristiky křídla (Obr. 10 a 11), při optimalizaci je tedy nebylo možno zanedbat.



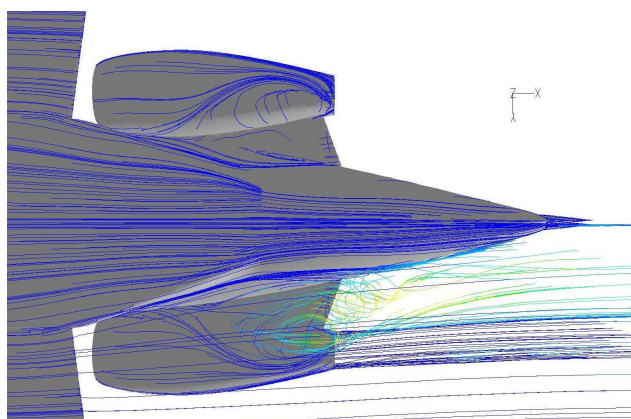


Obr. 10: Vztahové křivky (vlevo) a poláry (vpravo) separovaného křídla



Obr. 11: Rozložení součinitelů vzlaku a odporu po polorozpětí

Analýzou originální geometrie bylo také zjištěno silné odtržení proudu vzduchu na spodní straně motorových gondol a jejich pylonů (Obr. 12).



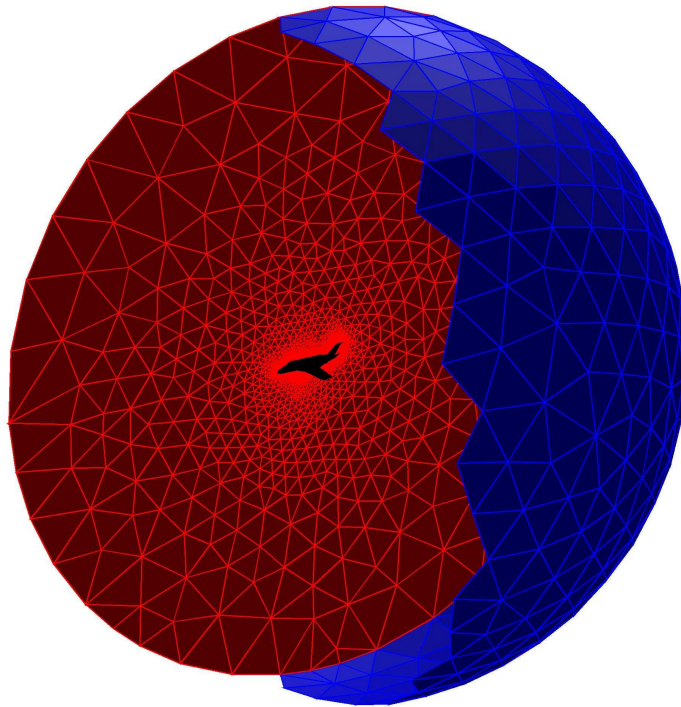
Obr. 12: Silné odtržení proudu na spodní straně spojení gondola – pylon - trup

### 3.4 Tvorba geometrie a výpočetní sítě

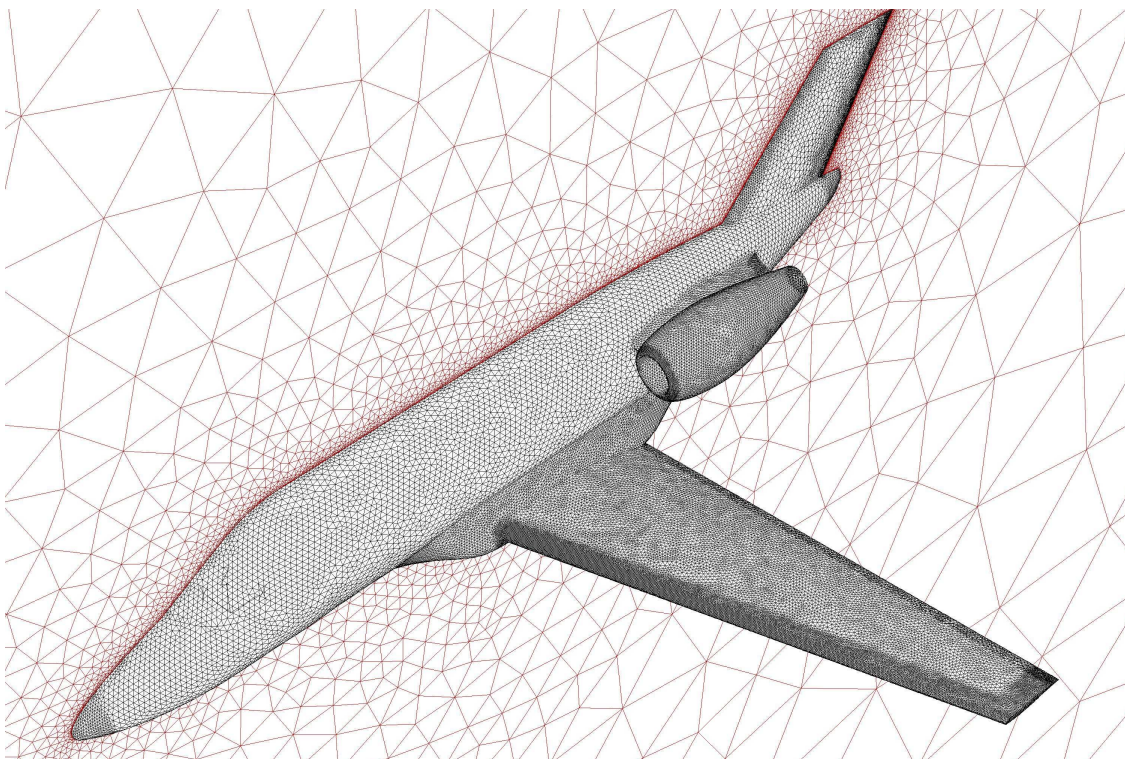
Pro vytvoření geometrií a sítí byl zvolen program Ansys ICEM CFD. Tento program umožňuje snadnou automatizaci tvorby geometrie i sítě pomocí souborů "replay". Princip těchto souborů spočívá v záznamu ručně provedených příkazů na první geometrii. Tyto příkazy jsou uloženy do textového souboru, ve kterém je možno přepsat parametry příkazů, například velikost posunutí nebo souřadnice pro vytvoření určité geometrie. Replay soubory je poté možno přehrát v programu ICEM, který vykoná danou sekvenci příkazů, čímž vytvoří další geometrii a vygeneruje výpočetní síť.

Geometrie byla používána jako symetrická polovina vzniklá rozdělením původní geometrie rovinou symetrie trupu. Toto řešení umožňuje použít síť s polovičním počtem elementů při zachování hustoty sítě, což se výrazně projeví na rychlosti výpočtu. Z geometrie byla také odstraněna vodorovná ocasní plocha. To je běžná praxe a její vliv se řeší případným dopočtením vyvažovacího vztlaku pro dosažení rovnovážného stavu ve vodorovném letu, který by s pevnou VOP nebyl dosažen. Pro tvorbu všech konfigurací křídla pro optimalizaci byly použity profily optimalizované v Institutu Lotnictwa ILM111 a ILM115 [21]. Přechody křídlo-trup nebyly na originální konfiguraci nijak detailně řešeny. Křídlo bylo tedy pro všechny konfigurace s trupem spojeno natupo. Bylo pouze kontrolováno, zda křídlo nevhodně nevystupuje z trupu.

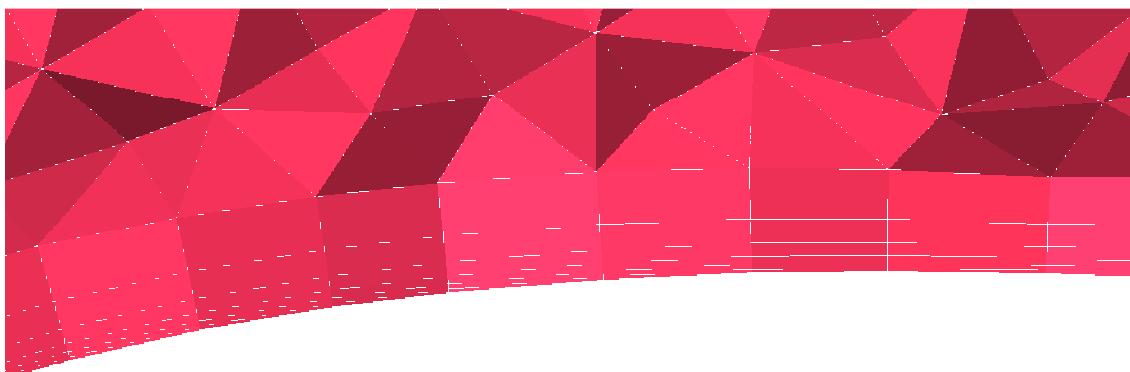
Výpočetní síť byla zvolena jako hybridní nestrukturovaná, kdy na povrchu letounu je několik vrstev prizmatických elementů určených pro řešení mezní vrstvy a zbytek prostoru vyplňují tetraedry. Vnější hranice výpočetní sítě byla tvořena polokulovou plochou s okrajovou podmínkou pressure-far-field. Velikost sítě vygenerované na symetrické polovině geometrie bez vodorovné ocasní plochy se pohybovala kolem  $3 \times 10^6$  elementů.



Obr. 13: Celková dispozice výpočetní sítě



Obr. 14: Geometrie s dělicí rovinou symetrie



Obr. 15: Detail sítě s prizmatickými elementy nad povrchem křídla důležitými pro řešení mezní vrstvy

### **3.5 Vyhodnocení rozložení zatížení po rozpětí křídla**

Pro vyhodnocení zatížení po rozpětí křídla byly posouzeny dvě metody – metoda využívající čistě nástrojů pro vyhodnocení výsledků v programu Fluent a metoda kombinující program Tecplot, program Integrace řezů a následné zpracování dat v programu Excel.

#### **Vyhodnocení v programu Fluent**

Program Fluent kromě řešiče v sobě zahrnuje také poměrně kvalitní nástroje pro postprocessing. Díky nim lze geometrii nejen natáčet a posouvat ale také vytvářet řezy, pomocné roviny a zobrazovat rozložení celé škály veličin, vytvářet 2D grafy a

mnoho dalšího. Využití těchto nástrojů pro vyhodnocení rozložení po rozpětí křídla se tedy přímo nabízelo.

Geometrie křídla byla rozřezána na krátké úseky. Vzhledem k tomu, že řezy se tvořily po hranicích plošných elementů na křídle, nelze tyto úseky vytvářet příliš krátké. Následně byly vyhodnoceny součinitele vztlaku, odporu momentu a také ohybové a krouticí momenty pro jednotlivé úseky křídla. Vynesáním těchto veličin v závislosti na poloze řezů byly získány průběhy po rozpětí.

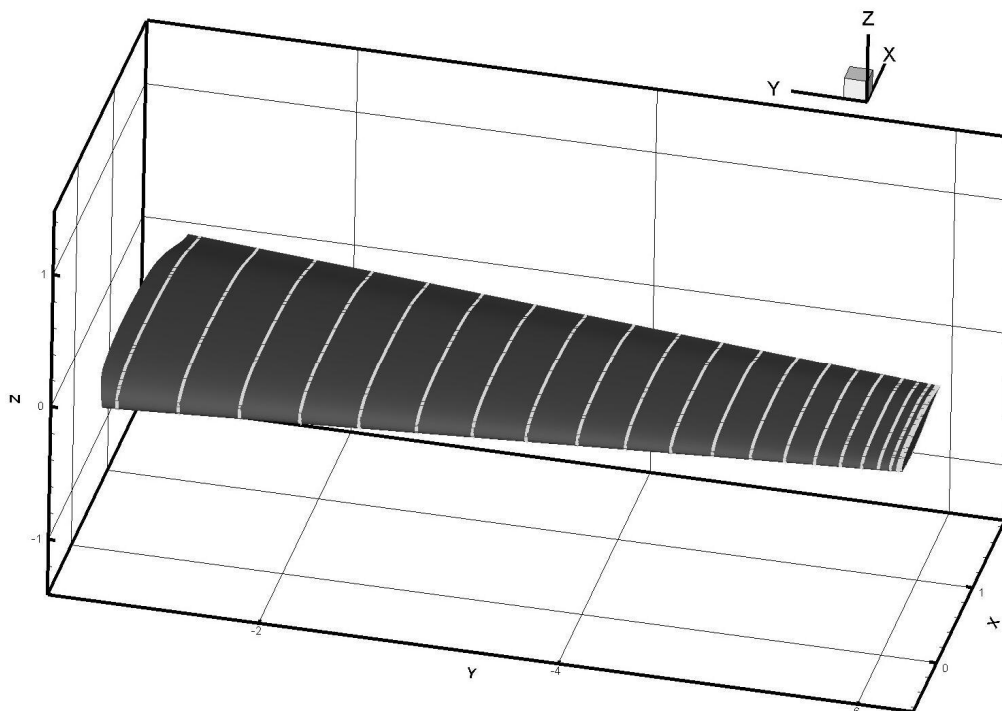


Obr. 16: Vizualizace rozřezání křídla

### **Vyhodnocení řetězcem Tecplot – Integrace řezů – Excel**

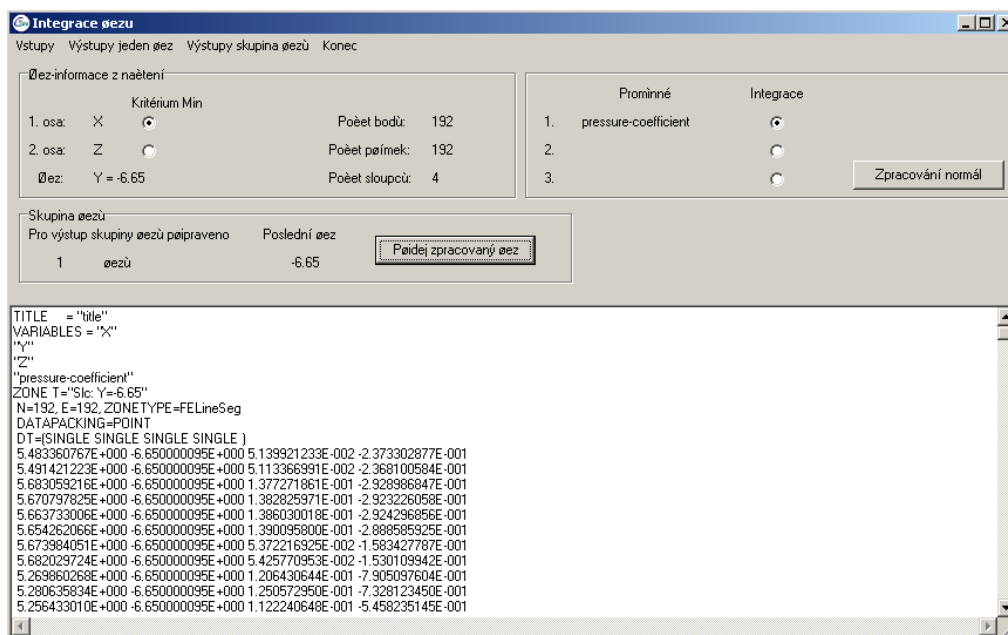
Program Tecplot je program pro postprocessing neboli vyhodnocování výsledků CFD výpočtů a jejich vizualizaci. Lze v něm zpracovávat data z velkého množství vstupních formátů. Data se v něm dají vykreslovat jak rovinně 2D tak prostorově 3D, lze v něm ze vstupních dat tvořit různé funkce a exportovat výstupy jak v grafické podobě, tak ve formě textových souborů.

V našem případě byla z programu Fluent vyexportována data obsahující údaje o geometrii křídla a rozložení součinitele tlaku na křídle. Na těchto datech byl v programu Tecplot vytvořen systém řezů (Obr. 17) a následně pro každý řez vygenerován výstupní soubor.



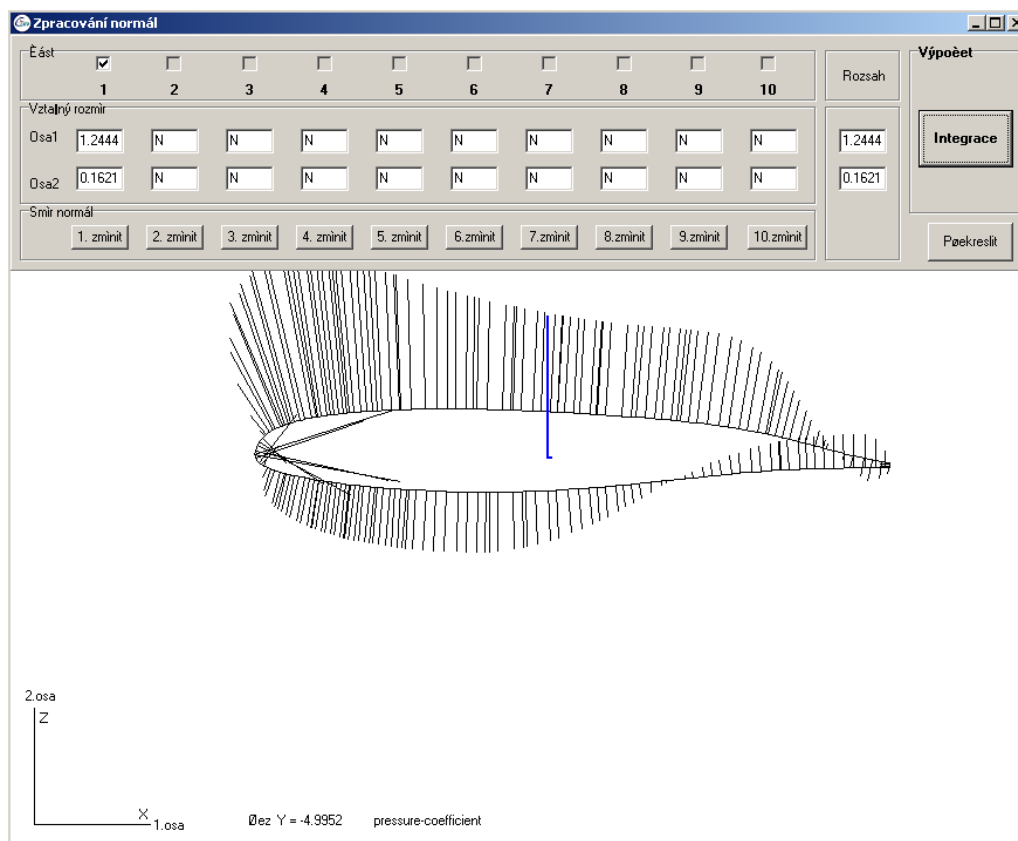
Obr. 17: Systém řezů na křídle v programu Tecplot

Pro další zpracování souborů řezů z Tecplotu byl použit program Integrace řezů. Tento program byl vytvořen na Leteckém Ústavu Ing. Františkem Vaňkem PhD. pro stanovení aerodynamického zatížení částí letounu. V tomto programu byla provedena integrace součinitele tlaku v jednotlivých řezech křídla, a byly získány polohy a výslednice. Ty byly vyexportovány v textovém souboru připraveném pro další zpracování v tabulkovém procesoru Excel.



Obr. 18: Hlavní okno program Integrace řezů



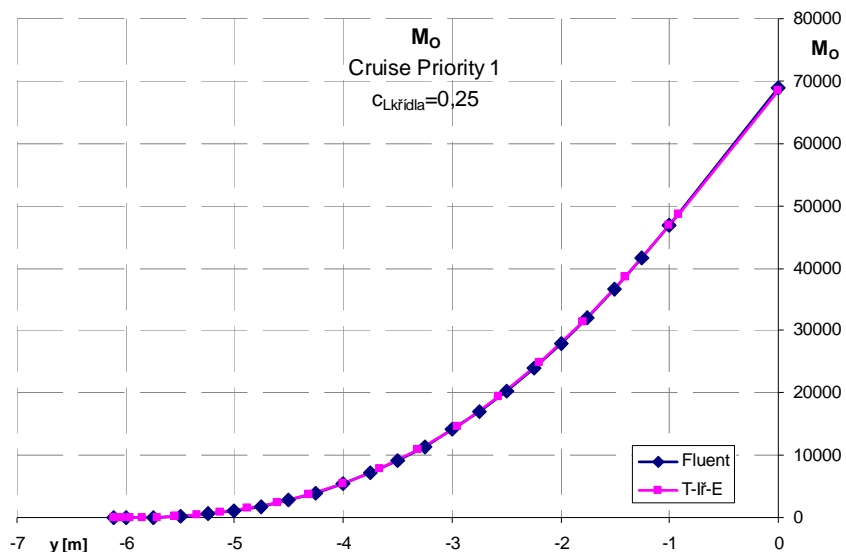


Obr. 19: Grafické okno při integraci součinitele tlaku na řezu křídla – program Integrace řezů

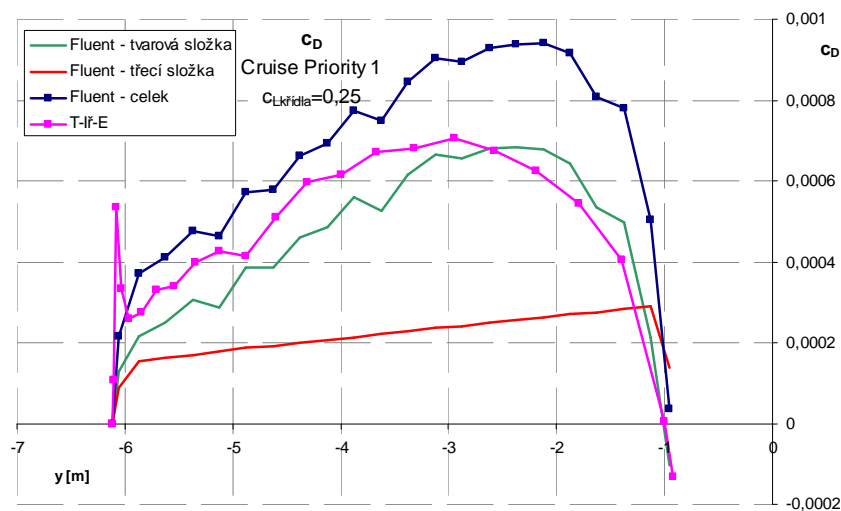
Získané polohy a velikosti výslednic bylo nakonec nutno ještě zpracovat v programu Excel, kde byla dopočtena výsledná rozložení sil a momentů po rozpětí křídla.

Z popisu obou metod je zřejmé, že vyhodnocení přímo v programu Fluent je výrazně jednodušší a rychlejší. Nicméně byla používána druhá metoda vyhodnocení řetězcem programů Tecplot – Integrace řezů – Excel. Pro tuto druhou metodu hovoří její větší univerzálnost, neboť do programu Tecplot lze načítat data z velkého množství CFD řešičů a také byla tato metoda již prakticky ověřena [20].

Z hlediska přesnosti jsou obě metody rovnocenné, výsledná rozložení z obou programů byla takřka shodná (Obr. 20). Pouze v případě rozložení součinitele odporu byl zaznamenán rozdíl. Tento rozdíl je způsoben absencí třetí složky odporu při vyhodnocování řetězcem Tecplot – Integrace řezů – Excel. Rozložení součinitele odporu získané touto metodou tedy spíše odpovídá rozložení součinitele tvarového odporu (Obr. 21).



Obr. 20: Porovnání průběhu rozložení ohybového momentu po polorozpětí křídla získaného vyhodnocením v programu Fluent a vyhodnocením řetězcem programů Tecplot – Integrace řezů – Excel



Obr. 21: Rozložení součinitele odporu po polorozpětí křídla získaného vyhodnocením v programu Fluent a vyhodnocením řetězcem programů Tecplot – Integrace řezů – Excel

### 3.6 Optimalizace – metoda plochy odezvy

Pro optimalizaci byla vybrána metoda plochy odezvy. Postup při řešení touto metodou se dá zjednodušeně popsat několika body:

1. Výběr návrhových bodů
2. Určení hodnot cílové funkce v těchto bodech
3. Aproximace dat – vytvoření plochy odezvy
4. Nalezení extrému funkce plochy odezvy (analyticky nebo jednoduchými optimalizačními metodami)

Výhodou RSM je, že dává přehled o chování cílové funkce na celém vyhledávacím prostoru, dovoluje jednoduché začlenění dodatečných požadavků do cílové funkce a vyžaduje relativně malý počet návrhových bodů (pokud je pro výběr těchto bodů použita teorie plánování experimentu).

## Stručný popis metody

(Podrobný popis metody je uveden v kapitole 2.3)

Model funkce odezvy:

$$\eta = f(x_1, x_2, \dots, x_k)$$

Kvadratický model plochy odezvy:

$$\eta = \beta_0 + \sum_{j=1}^k \beta_j x_j + \sum_{j=1}^k \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j=2}^k \sum \beta_{ij} x_i x_j$$

Lineární regresní model:

$$\boldsymbol{\eta} = \mathbf{X} \cdot \mathbf{b} + \boldsymbol{\varepsilon}$$

$$\eta = \begin{pmatrix} \eta_1 \\ \eta_2 \\ \vdots \\ \eta_n \end{pmatrix} \quad X = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2k} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nk} \end{pmatrix} \quad b = \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_k \end{pmatrix} \quad \varepsilon = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{pmatrix}$$

Pro nalezení matice  $\mathbf{b}$  pro koeficienty  $\beta$  byla použita metoda nejmenších čtverců:

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}^T \cdot \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \cdot \boldsymbol{\eta}$$

## Míra kvality regrese

K vyčíslení přesnosti regrese se používají regresní koeficient  $R^2$  a standardizovaný regresní koeficient  $R_{adj}^2$ . Hodnoty obou koeficientů  $R^2$  i  $R_{adj}^2$  se pohybují mezi jedničkou a nulou, přičemž vyšší hodnota značí plochu odezvy přesněji odpovídající skutečnosti.

Regresní koeficient  $R^2$  je definován vztahem:

$$R^2 = \frac{SS_R}{SS_T} = 1 - \frac{SS_E}{SS_T}$$

Jelikož  $R^2$  vždy roste, když přidáme člen do modelu, bývá často upřednostňováno použití standardizovaného regresního koeficientu  $R_{adj}^2$ :

$$R_{adj}^2 = 1 - \frac{SS_E / (n - p)}{SS_T / (n - 1)} = 1 - \frac{n - 1}{n - p} (1 - R^2)$$



Regresní součet čtverců je:

$$SS_R = b^T X^T \eta - \frac{\left( \sum_{i=1}^n \eta_i \right)^2}{n}$$

a součet čtverců odchylek je:

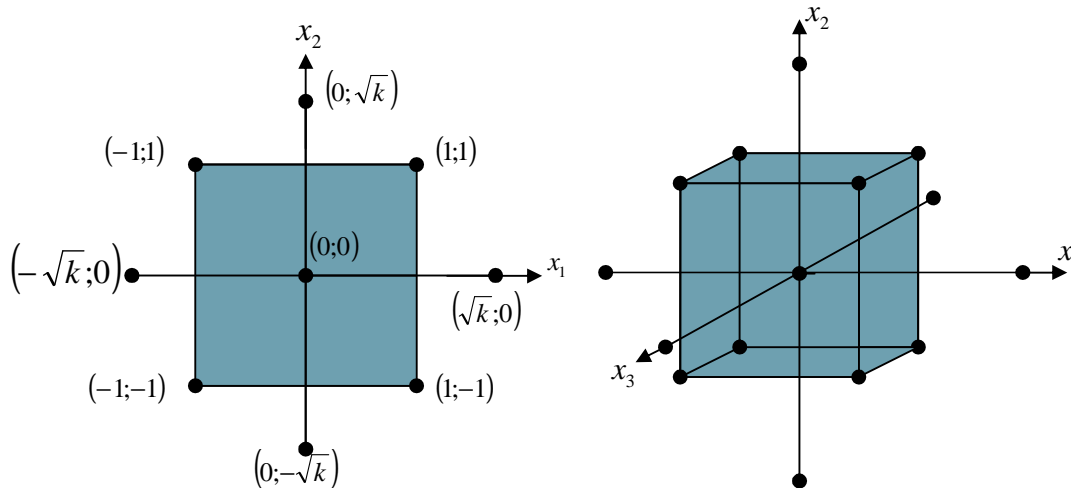
$$SS_E = \eta^T \eta - b^T X^T \eta$$

a celkový součet čtverců je:

$$SS_T = \eta^T \eta - \frac{\left( \sum_{i=1}^n \eta_i \right)^2}{n}.$$

### Definice návrhových parametrů

Pro výběr návrhových bodů byla použita teorie plánování experimentu – konkrétně CCD (Central Composite Design) design (Obr. 22).



Obr. 22: CCD design pro dvě (vlevo) a tři (vpravo) proměnné.  
( $k$  - počet proměnných; hodnoty jsou v kódovaných proměnných)

V našem případě byly 4 proměnné ( $k=4$ ) – úhel šípu, rozpětí, zúžení a kroucení křídla.  $\sqrt{k}$  byla tedy rovna 2. Jak je patrné i z obrázku 22, návrhové body obsahující tuto souřadnici leží vně předpokládaného návrhového prostoru. Tyto body mají zlepšit aproximaci v návrhovém prostoru a hodnota  $\sqrt{k}$  je doporučená varianta, nicméně lze ji volit libovolně a existují i varianty kdy tyto body leží uvnitř návrhového prostoru. Pro účely naší optimalizace byla použita literaturou uváděná doporučená hodnota  $\sqrt{k}$  [19]. Na základě CCD designu tedy bylo vybráno 25 geometrických konfigurací křídla (návrhových bodů) (Tab. 4).

Pro lepší orientaci v návrhovém prostoru v průběhu optimalizace byly přirozené proměnné transformovány do kódovaných proměnných:

$$x_i = \frac{\xi_i - \left( \frac{\xi_{i \max} + \xi_{i \min}}{2} \right)}{\frac{\xi_{i \max} - \xi_{i \min}}{2}}; \quad i = 1, 2, 3 \dots k$$

$x_i$  – kódované proměnné

$\xi_i$  – přirozené proměnné

Tab. 3: Omezení návrhových parametrů (v přirozených proměnných)

úhel šípů	rozpětí	zúžení	kroucení
[°]	[m]	[-]	[°]
10	12,8	0,3	0
25	14	0,4	-2

Tab. 4: Matice 25 vybraných konfigurací křídla

	kódované proměnné				přirozené proměnné			
	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$\xi_1$ [°]	$\xi_2$ [m]	$\xi_3$ [-]	$\xi_4$ [°]
	úhel šípů	rozpětí	zúžení	kroucení	úhel šípů	rozpětí	zúžení	kroucení
1	1	1	1	1	25	14	0,4	-2
2	1	1	1	-1	25	14	0,4	0
3	1	1	-1	1	25	14	0,3	-2
4	1	1	-1	-1	25	14	0,3	0
5	1	-1	1	1	25	12,813	0,4	-2
6	1	-1	1	-1	25	12,813	0,4	0
7	1	-1	-1	1	25	12,813	0,3	-2
8	1	-1	-1	-1	25	12,813	0,3	0
9	-1	1	1	1	10	14	0,4	-2
10	-1	1	1	-1	10	14	0,4	0
11	-1	1	-1	1	10	14	0,3	-2
12	-1	1	-1	-1	10	14	0,3	0
13	-1	-1	1	1	10	12,813	0,4	-2
14	-1	-1	1	-1	10	12,813	0,4	0
15	-1	-1	-1	1	10	12,813	0,3	-2
16	-1	-1	-1	-1	10	12,813	0,3	0
17	0	0	0	0	17,5	13,4065	0,35	-1
18	2	0	0	0	32,5	13,4065	0,35	-1
19	-2	0	0	0	2,5	13,4065	0,35	-1
20	0	2	0	0	17,5	14,5935	0,35	-1
21	0	-2	0	0	17,5	12,2195	0,35	-1
22	0	0	2	0	17,5	13,4065	0,45	-1
23	0	0	-2	0	17,5	13,4065	0,25	-1
24	0	0	0	2	17,5	13,4065	0,35	-3
25	0	0	0	-2	17,5	13,4065	0,35	1

## Cílová funkce

Ačkoliv hlavní cíl optimalizace mělo být nalezení aerodynamického optima křídla, pevnostní požadavky hrají také důležitou roli. Z tohoto důvodu bylo rozhodnuto nalézt 3 optima – aerodynamické, pevnostní a celkové zahrnující požadavky obou dílčích optimálních řešení. Do cílových funkcí byly také zavedeny váhy, jež mají zajistit správnou důležitost jednotlivých členů cílové funkce. Byly tedy sestaveny 3 cílové funkce:

aerodynamické požadavky:

$$F_1 = 1 - \omega_1 \cdot \left( \frac{c_D}{c_L} \right) - \omega_2 \cdot c_m^2$$

$$\omega_1 = 4 \quad \omega_2 = 1$$

pevnostní požadavky:

$$F_2 = 1 - \omega_3 \cdot \left( \frac{M_O}{t_{28\%}} \right) - \omega_4 \cdot \left( \frac{M_K}{2U_S} \right)$$

$$\omega_3 = 1e^{-6} \quad \omega_4 = -2,5e^{-6}$$

celkové požadavky:

$$F_3 = 1 - \omega_1 \cdot \left( \frac{c_D}{c_L} \right) - \omega_2 \cdot c_m^2 - \omega_3 \cdot \left( \frac{M_O}{t_{28\%}} \right) - \omega_4 \cdot \left( \frac{M_K}{2U_S} \right).$$

Kde:  $c_L$  – návrhový součinitel vztlaku křídla (0,25)

$c_D$  – součinitel odporu křídla při návrhovém součiniteli vztlaku

$c_m$  – součinitel kropivého momentu křídla při návrhovém součiniteli vztlaku

$M_O$  – ohybový moment křídla v kořeni křídla při návrhovém součiniteli vztlaku

$M_K$  – krouticí moment křídla v kořeni křídla při návrhovém součiniteli vztlaku

$t_{28\%}$  - tloušťka kořenového profilu v 28% (poloha prostředního nosníku křídla)

$U_S$  – plocha dutiny boxu křídla mezi předním, středním a zadním nosníkem  
v kořeni křídla

$\omega$  – váhy

Jednotlivé členy cílové funkce pro aerodynamické požadavky byly vybrány na základě pečlivého studia dostupných materiálů pro aerodynamickou optimalizaci (kapitola 2.2). Oba členy, jak  $\left( \frac{c_D}{c_L} \right)$  tak i  $c_m^2$  jsou nejčastěji se objevující parametry v používaných cílových funkcích. Snad jedině v případě klouzavého poměru se vyskytuje ještě varianta  $\left( \frac{c_D}{c_L^2} \right)$ , která se používá u optimalizací s fixním úhlem náběhu. V našem případě probíhala optimalizace pro konstantní součinitel vztlaku  $c_L=0,25$ . Vytknutím jednoho  $c_L$  před závorku, tak abychom obdrželi aerodynamicky jasnější převrácenou hodnotu klouzavosti, vznikla z původní v literatuře uváděné hodnoty  $\omega_1 = 1$  hodnota váhy  $\omega_1 = 4$ .

Mnohem obtížnější je výběr parametrů, které by dobře charakterizovaly pevnostní a konstrukční požadavky. Nakonec byly sestaveny členy, které vycházejí ze základních vzorců pro výpočet pevnosti leteckých konstrukcí. Ohybový moment byl tedy pouze jednoduše podělen tloušťkou profilu v místě hlavního nosníku a člen pro krouticí moment je v podstatě Bredtův vzorec pro smykový tok ( $q_k = \frac{M_K}{2U_{1S}}$ ), kde

v našem případě jako konstrukční parametr vystupuje plocha dutiny mezi předním a zadním nosníkem (Obr. 23). Váhy pak byly voleny tak aby velikost jednotlivých členů byla přibližně stejná a zhruba odpovídala velikosti členů pro aerodynamické požadavky.



Obr. 23: Plocha dutiny  $U_s$

Po analýze originální geometrie bylo rozhodnuto provést optimalizaci pro režim Cruise Priority 1 (CE-SOCATA-T12-D1.2.2-5) a při součiniteli vztlaku křídla  $c_L=0,25$ , který měl největší váhu při řešení projektu CESAR.

Tab. 5: Režim Cruise Priority 1

Pressure Altitude	True Airspeed	Mach number
ft	KTAS/ms <sup>-1</sup>	-
35,000	400/205.8	0,694

### 3.7 Aerodynamické optimum

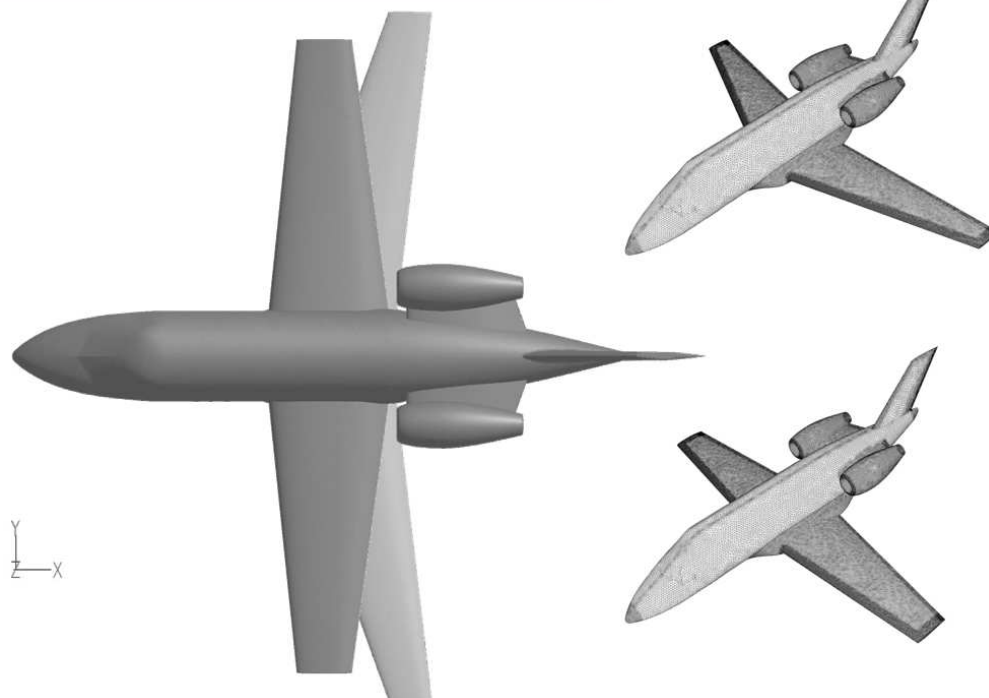
Na počátku optimalizace byl návrhový prostor zvolen na intervalu v kódovaných proměnných [-1;1]. Body mimo tento interval měly být použity pouze pro lepší aproximaci plochy odezvy uvnitř návrhového prostoru.

Aerodynamické optimum na intervalu [-1;1] bylo nalezeno jako jeden z rohových bodů návrhového prostoru (Tab. 6, šedý řádek - konfigurace 9 - [-1;1;1;1]). Zároveň byla v jednom z návrhových bodů mimo návrhový prostor (Tab. 6, konfigurace 19 - [-2;0;0;0]) zjištěna vyšší hodnota cílové funkce než v tomto optimu. Bylo tedy jasné, že skutečné optimum leží zcela mimo zvolený návrhový prostor. Nejjednodušším krokem k vyřešení vzniklé situace bylo rozšíření návrhového prostoru až na interval [-2;2] tak aby nalezené optimum leželo někde uvnitř tohoto intervalu alespoň pro některou proměnnou.

Tab. 6: Výsledky aerodynamické optimalizace

	Kódované proměnné				Přirozené proměnné				křídlo						
	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$\xi_1$ [°]	$\xi_2$ [m]	$\xi_3$ [-]	$\xi_4$ [°]		$c_L$	$c_D/c_L$	$\omega_1$	$c_m^2$	$\omega^2$	$F_1$
	šíp	rozpětí	zúžení	kroucení	šíp	rozpětí	zúžení	kroucení							
1	1	1	1	1	25	14	0,4	-2	0,25	0,0803131	4	0,015124	1	0,6636237	
2	1	1	1	-1	25	14	0,4	0	0,25	0,0811914	4	0,0180994	1	0,657135	
3	1	1	-1	1	25	14	0,3	-2	0,25	0,0822214	4	0,01598	1	0,6551343	
4	1	1	-1	-1	25	14	0,3	0	0,25	0,0843453	4	0,0187792	1	0,6438397	
5	1	-1	1	1	25	12,813	0,4	-2	0,25	0,0847668	4	0,0133386	1	0,647594	
6	1	-1	1	-1	25	12,813	0,4	0	0,25	0,0888992	4	0,015527	1	0,6288761	
7	1	-1	-1	1	25	12,813	0,3	-2	0,25	0,0910997	4	0,0144228	1	0,6211785	
8	1	-1	-1	-1	25	12,813	0,3	0	0,25	0,0912934	4	0,0162872	1	0,6185393	
9	-1	1	1	1	10	14	0,4	-2	0,25	0,0645249	4	0,006005	1	0,7358953	
10	-1	1	1	-1	10	14	0,4	0	0,25	0,0668944	4	0,0068332	1	0,725589	
11	-1	1	-1	1	10	14	0,3	-2	0,25	0,0652893	4	0,0059403	1	0,7329025	
12	-1	1	-1	-1	10	14	0,3	0	0,25	0,0668894	4	0,0066395	1	0,7258029	
13	-1	-1	1	1	10	12,813	0,4	-2	0,25	0,0653996	4	0,0052241	1	0,7331775	
14	-1	-1	1	-1	10	12,813	0,4	0	0,25	0,0692123	4	0,0058019	1	0,7173489	
15	-1	-1	-1	1	10	12,813	0,3	-2	0,25	0,06684	4	0,0051852	1	0,7274549	
16	-1	-1	-1	-1	10	12,813	0,3	0	0,25	0,0694507	4	0,0056833	1	0,7165139	
17	0	0	0	0	17,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,0753078	4	0,0099283	1	0,6888404	
18	2	0	0	0	32,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,0897674	4	0,0226492	1	0,6182813	
19	-2	0	0	0	2,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,0596654	4	0,0034269	1	0,7579115	
20	0	2	0	0	17,5	14,5935	0,35	-1	0,25	0,0724083	4	0,0114826	1	0,698884	
21	0	-2	0	0	17,5	12,2195	0,35	-1	0,25	0,0799858	4	0,0087165	1	0,6713402	
22	0	0	2	0	17,5	13,4065	0,45	-1	0,25	0,0736306	4	0,0096118	1	0,6958657	
23	0	0	-2	0	17,5	13,4065	0,25	-1	0,25	0,0785894	4	0,0102689	1	0,6753736	
24	0	0	0	2	17,5	13,4065	0,35	-3	0,25	0,0728895	4	0,0085799	1	0,699862	
25	0	0	0	-2	17,5	13,4065	0,35	1	0,25	0,078903	4	0,0114157	1	0,6729722	
0 (original)	-0,10853	-0,15754	-0,2	-1	16,686	13,313	0,34	0	0,25	0,0772134	4	0,0098521	1	0,6812942	
0 (bez vzepětí)	-0,10853	-0,15754	-0,2	-1	16,686	13,313	0,34	0	0,25	0,0765557	4	0,0099622	1	0,6838151	
OPTIM	-2	-2	1,4	2	2,5	12,2195	0,42	-3	0,25	0,0570717	4	0,002946	1	0,7687672	

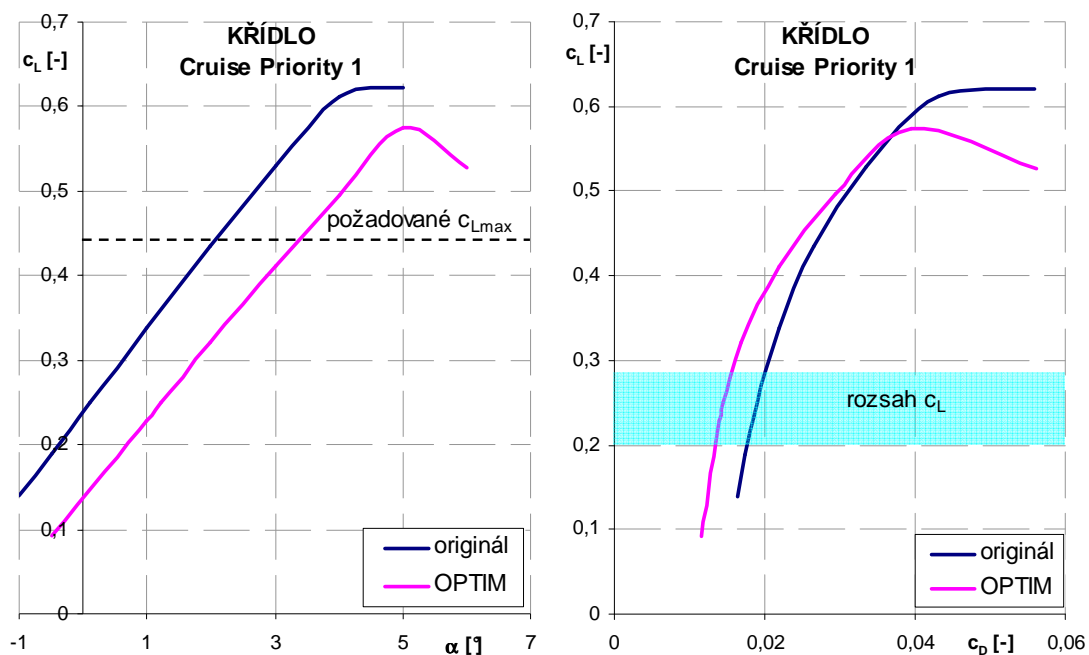
	Originální konfigur.	Optimalizováno CP1
$C_L/C_D$	12,95	17,52
$C_m$	-0,09926	-0,05428



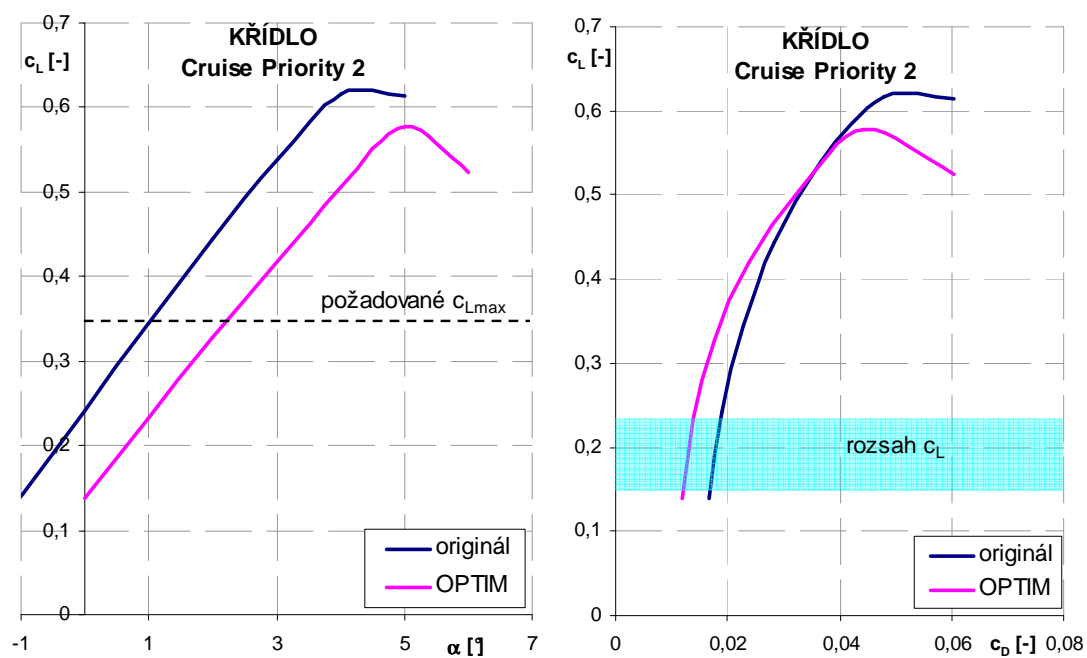
Obr. 24: Originální (světle šedá) a optimalizovaná (tmavě šedá) geometrie – aerodynamické požadavky

### Detailní analýza aerodynamického optima

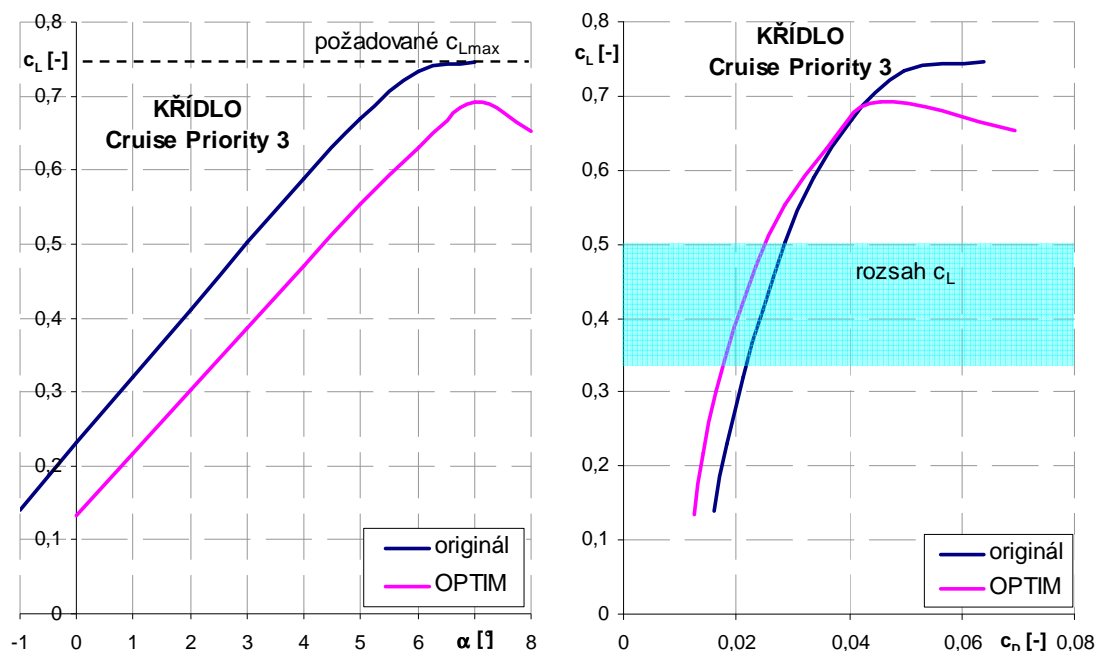
Po nalezení aerodynamického optima byla provedena jeho detailní analýza. Jejím cílem je ověřit chování a vlastnosti pro všechny předpokládané režimy letu a prokázat dosažení jednotlivých požadavků zadání (kapitola 3.1 a dokument CE-SOCATA-T12-D1.2.2-5). Pro názornost byly charakteristiky optimalizované geometrie srovnávány také s charakteristikami původní geometrie, je tak možno dobře sledovat míru zlepšení popřípadě zhoršení optimalizací dosažených vlastností při jednotlivých režimech letu. Byly tedy dopočítány vztlakové křivky a poláry pro všechny požadované režimy (Cruise Priority 1 až 3 a Low Speed Priority 4). Také bylo nalezeno Machovo číslo odporové divergence a prověřeny pádové charakteristiky.



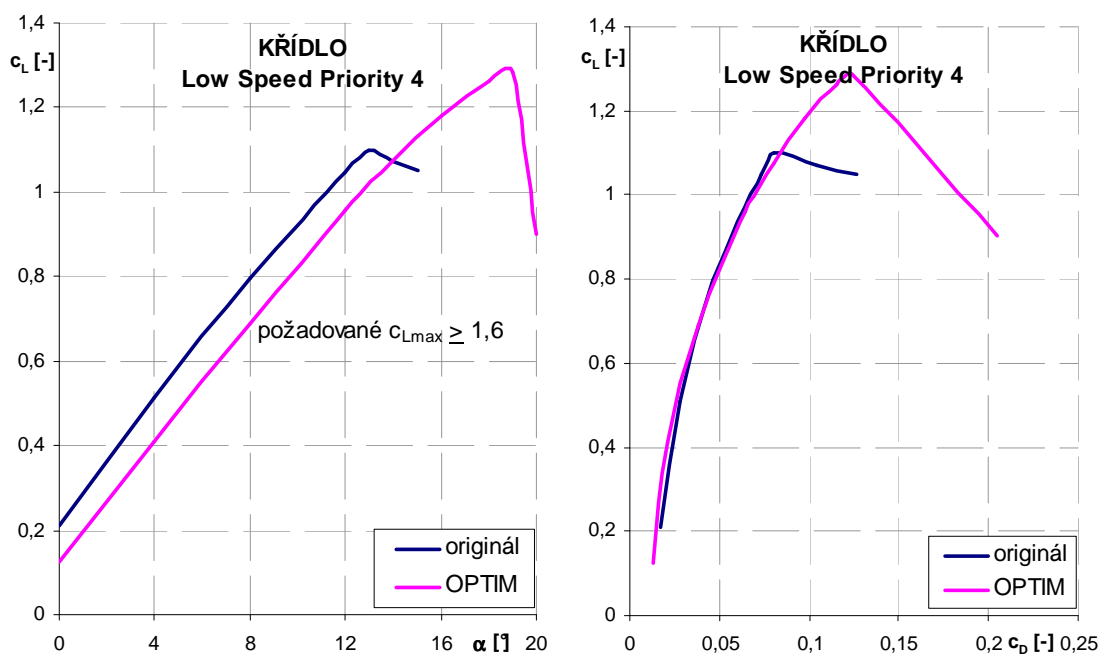
Obr. 25: Vztahové křivky a poláry pro Cruise Priority 1



Obr. 26: Vztahové křivky a poláry pro Cruise Priority 2



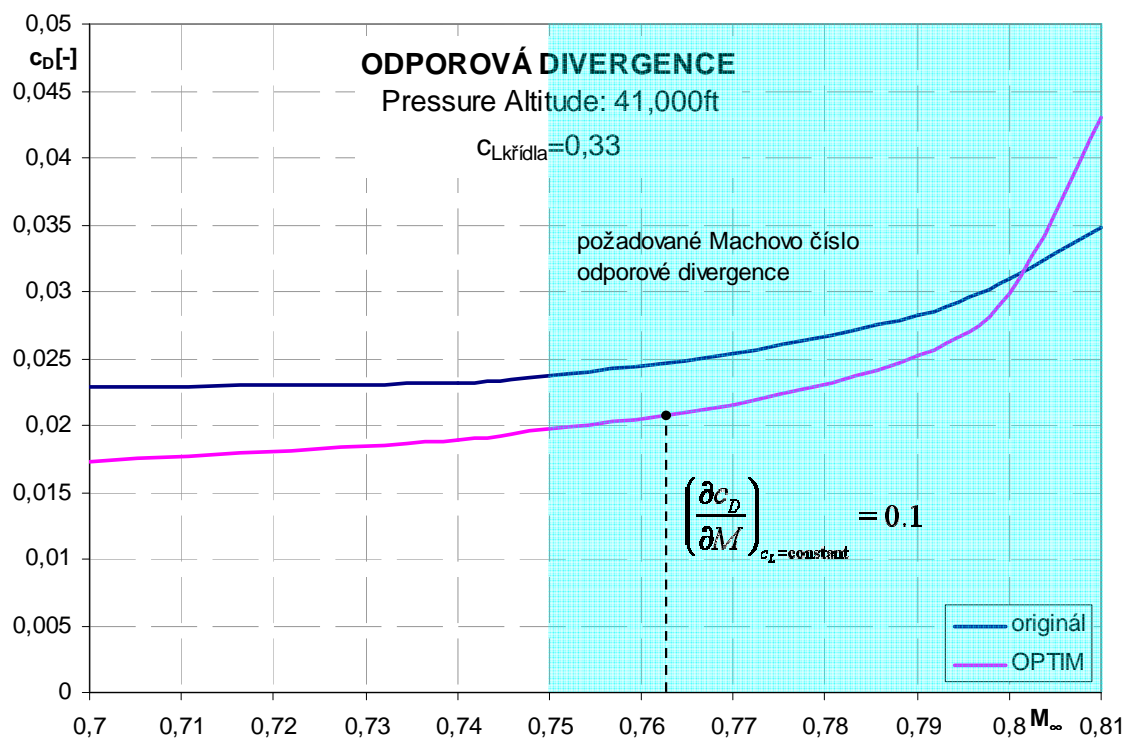
Obr. 27: Vztahové křivky a poláry pro Cruise Priority 3



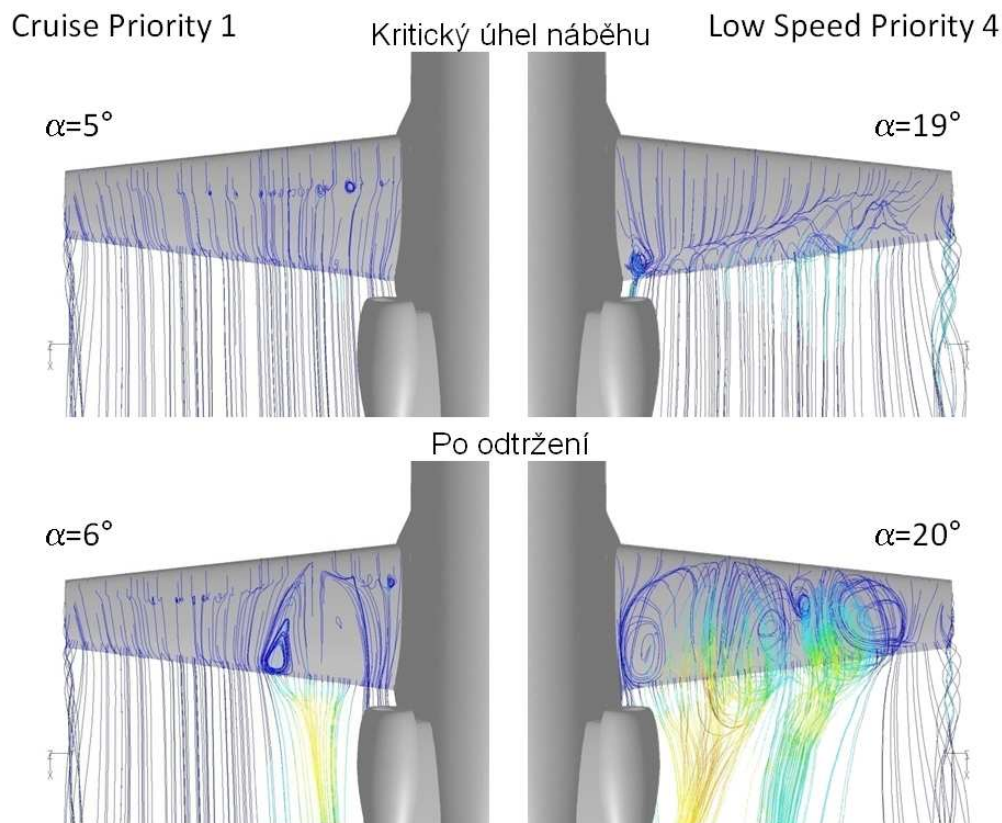
Obr. 28: Vztahové křivky a poláry pro Low Speed Priority 4

Z obrázků 25 až 28 je patrné, že optimalizovaná geometrie má nižší součinitel odporu než geometrie originální ve všech návrhových rozsazích součinitelů vzlaku. Požadovaná maxima součinitele vzlaku pak byla dosažena pouze v režimech Cruise Priority 1 a 2.

Obrázek 29 názorně dokládá splnění požadavku na Machovo číslo odporové divergence ( $M > 0,75$ ) a také je z něho patrný výrazně nižší součinitel odporu optimalizovaného křídla.

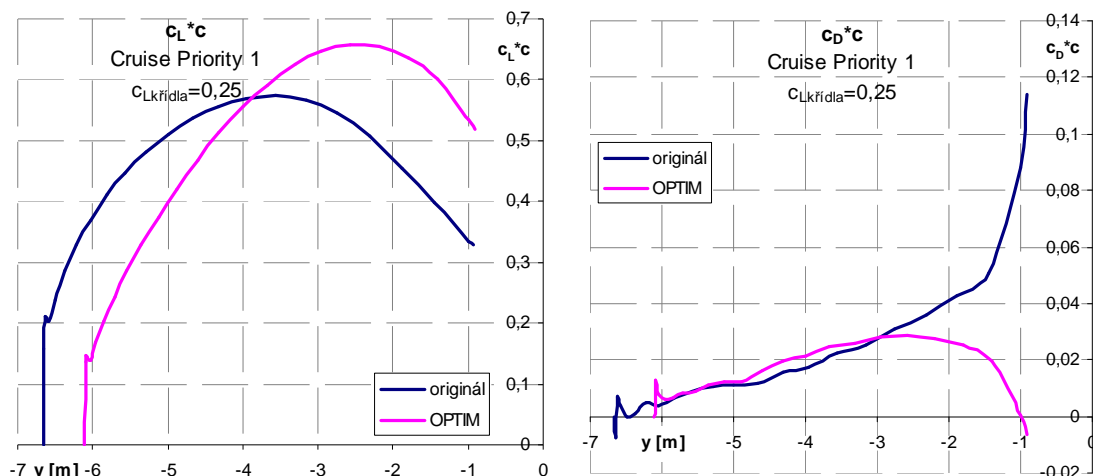


Obr. 29: Odporová divergence

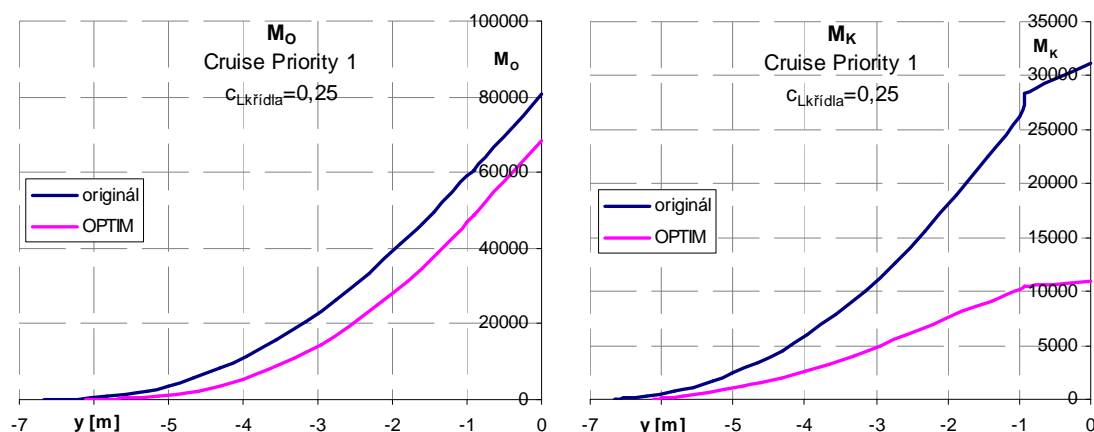


Obr. 30: Odtržení proudu, pádové charakteristiky – aerodynamické optimum





Obr. 31: Rozložení vztlačku a odporu po polorozpětí

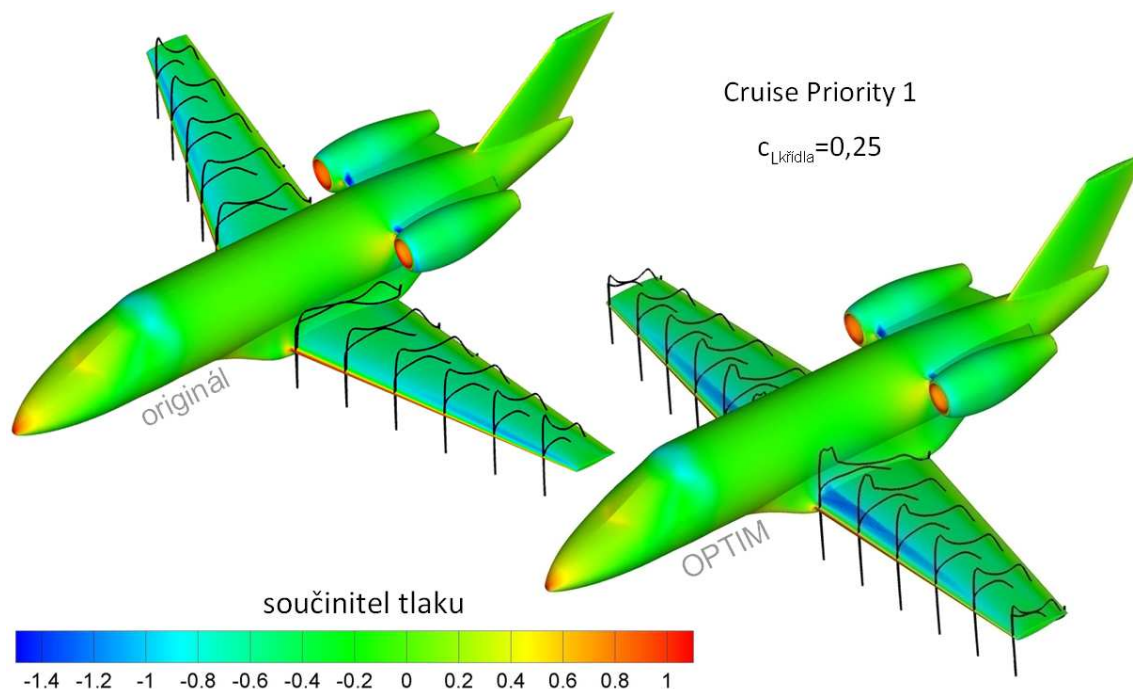


Obr. 32: Průběhy ohybového a krouťicího momentu po polorozpětí

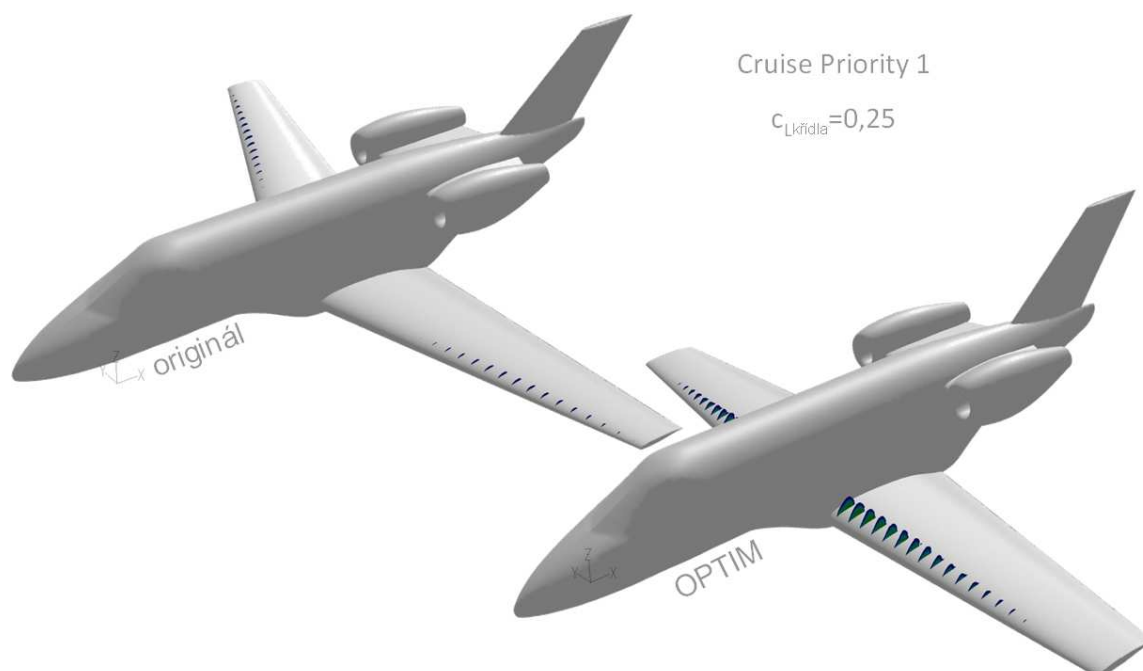
Obrázek 30 názorně ukazuje pádové charakteristiky optimalizovaného křídla. Je vidět, že pro cestovní režim letu Cruise Priority 1 (levá strana obrázku) dochází k odtržení proudu vzduchu na křídle za rázovou vlnou v blízkosti kořene křídla. Taková poloha odtržení proudu vzduchu na křídle je žádoucí a odpovídá požadavkům specifikovaným v zadání projektu CESAR (dokument CE-SOCATA-T12-D1.2.2-5). Oproti tomu, při nízké rychlosti režimu Low Speed Priority 4, se proudění na křídle začíná odtrhávat u konce křídla v oblasti křidélek a po překročení kritického úhlu náběhu dojde k odtržení téměř po celém rozpětí křídla. Takovéto chování je nežádoucí, nicméně křídlo nemá reálné zakončení, které v praxi často výrazně ovlivňuje proudění v oblasti křidélek a také je křídlo čisté, bez vztlačové mechanizace.

Byly analyzovány také změny v zatížení křídla. Obrázky 32 ukazují snížení ohybového a krouťicího momentu optimalizovaného křídla oproti originální konfiguraci.

Rozložení odporu po polorozpětí křídla (Obr. 31) odhalilo zajímavý jev, kdy odpor optimalizovaného křídla směrem k trupu klesá, zatímco u originální geometrie naopak roste. Pro podrobnější prozkoumání tohoto jevu bylo vyhodnoceno ještě rozložení součinitele tlaku po povrchu (Obr. 33) a zjištěny regiony s nadzvukovým prouděním v okolí křídla (Obr. 34).



Obr. 33: Vizualizace rozložení součinitele tlaku na povrchu letounu - originální konfigurace a aerodynamické optimum



Obr. 34: Vizualizace nadzvukových oblastí nad povrchem křídla – originální konfigurace a aerodynamické optimum

Z Obrázku 34 je patrné, že u aerodynamického optima se u náběžné hrany nad kořenovou částí křídla vyskytují výrazné nadzvukové oblasti. Vysokou rychlost proudění pak doprovází nízký součinitel tlaku (Obr. 33). Křídlo je tedy těmito oblastmi jakoby nasáváno ve směru letu, což zřejmě vede až k záporným hodnotám součinitele odporu v této části křídla (Obr 31).

### 3.8 Pevnostní a celkové optimum

Po nalezení aerodynamického optima byly vyhodnoceny veličiny pro pevnostní požadavky. S jejich pomocí byly vypočítány hodnoty cílové funkce pro pevnostní a celkové požadavky, vytvořeny další dvě plochy odezvy a nalezena příslušná maxima (Tab. 7)

Tab. 7: Pevnostní a celková optimalizace

přirozené proměnné				křídlo										aerodyn.			pevnostní		celkové	
	$\xi_s$ [°]	$\xi_a$ [m]	$\xi_z$ [-]	$\xi_k$ [°]	$c_L$	$C_D/C_L$	$\omega_1$	$C_m^{-2}$	$\omega_2$	$M_{Q/2s.p.r.}$	$\omega_3$	$M_K/2^*U_{s.p.r.}$	$\omega_4$	$F_1$	$F_2$	$F_3$				
1	25	14	0,4	-2	0,25	0,080313	4	0,015124	1	216234	1E-06	-83536,2	-2,5E-06	0,663624	0,574925	0,238549				
2	25	14	0,4	0	0,25	0,081191	4	0,018099	1	228961	1E-06	-86751,2	-2,5E-06	0,657135	0,554161	0,211296				
3	25	14	0,3	-2	0,25	0,082221	4	0,01598	1	198810	1E-06	-73758,7	-2,5E-06	0,655134	0,616793	0,271927				
4	25	14	0,3	0	0,25	0,084345	4	0,018779	1	209325	1E-06	-76463,3	-2,5E-06	0,64384	0,599517	0,243356				
5	25	12,813	0,4	-2	0,25	0,084767	4	0,013339	1	177250	1E-06	-67856,9	-2,5E-06	0,647594	0,653108	0,300702				
6	25	12,813	0,4	0	0,25	0,088899	4	0,015527	1	185770	1E-06	-70221	-2,5E-06	0,628876	0,638677	0,267553				
7	25	12,813	0,3	-2	0,25	0,0911	4	0,014423	1	161046	1E-06	-60601,5	-2,5E-06	0,621178	0,68745	0,308629				
8	25	12,813	0,3	0	0,25	0,091293	4	0,016287	1	168740	1E-06	-62396	-2,5E-06	0,618539	0,67527	0,29381				
9	10	14	0,4	-2	0,25	0,064525	4	0,006005	1	206120	1E-06	-40186,4	-2,5E-06	0,735895	0,693414	0,429309				
10	10	14	0,4	0	0,25	0,066894	4	0,006833	1	218839	1E-06	-41622,5	-2,5E-06	0,725589	0,677104	0,402693				
11	10	14	0,3	-2	0,25	0,065289	4	0,00594	1	191223	1E-06	-35332,8	-2,5E-06	0,732902	0,720445	0,453348				
12	10	14	0,3	0	0,25	0,066889	4	0,006639	1	202435	1E-06	-36454,5	-2,5E-06	0,725803	0,706428	0,432231				
13	10	12,813	0,4	-2	0,25	0,0654	4	0,005224	1	171388	1E-06	-33060,3	-2,5E-06	0,733178	0,745961	0,479138				
14	10	12,813	0,4	0	0,25	0,069212	4	0,005802	1	180812	1E-06	-34068,6	-2,5E-06	0,717349	0,734017	0,451366				
15	10	12,813	0,3	-2	0,25	0,06684	4	0,005185	1	158768	1E-06	-29239,6	-2,5E-06	0,727455	0,768133	0,495588				
16	10	12,813	0,3	0	0,25	0,069451	4	0,005683	1	166931	1E-06	-30043,9	-2,5E-06	0,716514	0,757959	0,474473				
17	17,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,075308	4	0,009928	1	191817	1E-06	-52631	-2,5E-06	0,68884	0,676606	0,365446				
18	32,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,089767	4	0,022649	1	192666	1E-06	-93292,9	-2,5E-06	0,618281	0,574101	0,192383				
19	2,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,059665	4	0,003427	1	180334	1E-06	-18773,7	-2,5E-06	0,757912	0,772732	0,530643				
20	17,5	14,5935	0,35	-1	0,25	0,072408	4	0,011483	1	230920	1E-06	-64176,5	-2,5E-06	0,698884	0,608639	0,307523				
21	17,5	12,2195	0,35	-1	0,25	0,079986	4	0,008717	1	155320	1E-06	-42895,8	-2,5E-06	0,67134	0,73744	0,40878				
22	17,5	13,4065	0,45	-1	0,25	0,073631	4	0,009612	1	207024	1E-06	-59204,4	-2,5E-06	0,695866	0,644965	0,34083				
23	17,5	13,4065	0,25	-1	0,25	0,078589	4	0,010269	1	175137	1E-06	-46436,9	-2,5E-06	0,675374	0,70877	0,384144				
24	17,5	13,4065	0,35	-3	0,25	0,07289	4	0,00858	1	181489	1E-06	-50826,1	-2,5E-06	0,699862	0,691446	0,391308				
25	17,5	13,4065	0,35	1	0,25	0,078903	4	0,011416	1	201928	1E-06	-54483,1	-2,5E-06	0,672972	0,661864	0,334836				
a (originál)	16,686	13,313	0,34	0	0,25	0,077213	4	0,009852	1	192291	1E-06	-49892,9	-2,5E-06	0,681298	0,653577	0,356271				
OPTIM	2,5	12,2195	0,42	-3	0,25	0,057072	4	0,002946	1	148407	1E-06	-16950,3	-2,5E-06	0,768767	0,809217	0,577985				

Tab. 8: Optima

Kódované proměnné	úhel šípů	rozpětí	zúžení	kroucení
optimum >	[-]	[-]	[-]	[-]
aerodynamické	-2	-2	1,4	2
pevnostní	-2	-2	-2	2
celkové	-2	-2	-0,75	2
originální konfigurace	-0,10853	-0,15754	-0,2	-1

Přirozené proměnné	úhel šípů	rozpětí	zúžení	kroucení
optimum >	[°]	[m]	[-]	[°]
aerodynamické	2,5	12,2195	0,42	-3
pevnostní	2,5	12,2195	0,25	-3
celkové	2,5	12,2195	0,3125	-3
originální konfigurace	16,686	13,313	0,34	0

Tabulky 8 jasně ukazují, že poloha všech tří nalezených optim se liší pouze zúžením. Zbýlé tři proměnné (úhel šípů, rozpětí a kroucení) se nachází na hranici vyhledávacího prostoru. U některých proměnných bylo něco takového víceméně očekáváno (kroucení), nicméně velkým překvapením je velikost úhlu šípů. Dle původních předpokladů se očekávalo, že aerodynamické požadavky budou tlačit úhel šípů k vyšším hodnotám, neboť se tím dosáhne oddálení a zmírnění odporové divergence křídla. Naopak z pevnostního hlediska je lepší přímé křídlo zejména z důvodu nižšího krouticího momentu. Jak je ale z předchozí podrobné analýzy aerodynamického optima patrné, Machovo číslo odporové divergence je vyšší než

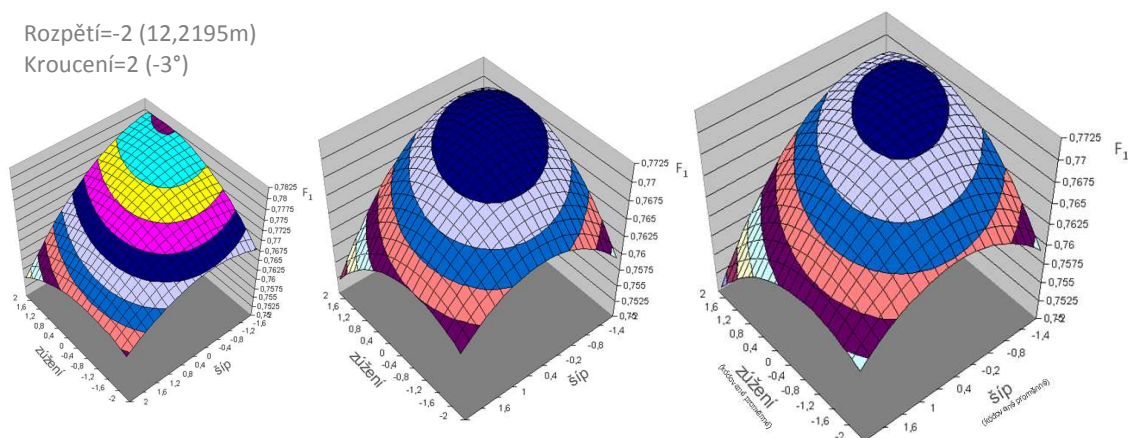
předpokládané maximální Machovo číslo letu (Obr. 29). Výhody šípového křídla se plně začaly projevovat až při rychlostech kolem  $M=0,8$ . Tyto výsledky jsou zřejmě způsobeny jednak poměrně nízkými návrhovými rychlostmi letu ale také použitými profily na křídle. Tyto profily jsou totiž výsledkem optimalizace provedené v předchozích fázích projektu CESAR. Konkrétně se jedná o profily označené ILM111 a ILM115 které byly vyvinuty v Institutu Lotnictwa a byly získány optimalizací provedenou právě za účelem zvýšení Machova čísla odporové divergence.

## 4. Další analýza plochy odezvy

### 4.1 Zpřesnění aproximace v místech optim

Jak bylo uvedeno v kapitole 3.7, byla optima vyhledávána v intervalech návrhových proměnných rozšířených z původně uvažovaných  $[-1;1]$  na  $[-2;2]$ . Optima přesto pro tři ze čtyř návrhových proměnných padla na hranici návrhového prostoru. Blízko hranic však už, vzhledem k malému počtu návrhových bodů v těchto oblastech, může být přesnost aproximace plochy odezvy velice malá. Abychom vyloučili možnost, že optima padla na hranici z důvodu nepřesnosti a nikoliv protože celkové optimum leží vně hranic návrhového prostoru, byl proveden pokus zpřesnit aproximaci v místech nalezených optim. Aby bylo zpřesnění co nejjednodušší a nebylo nutné dopočítávat další návrhové body, bylo za tímto účelem vyzkoušeno použití nalezených optim. Nalezená optima byla přidána k původním 25 návrhovým konfiguracím a všemi těmito body byly proloženy nové plochy odezvy. Pokud polohy extrémů na těchto nových plochách odezvy byly podobné jako polohy předchozích extrémů, optimalizace byla ukončena. Pokud ne, byly i tyto nové extrémy přidány ke všem dosavadním konfiguracím a proces se opakoval.

Vývoj tvaru plochy odezvy v průběhu zpřesňování je názorně dokumentován na obrázku 35. Jedná se o plochu odezvy pro aerodynamické požadavky a pro účely vizualizace jsou fixovány rozpětí a kroucení jako konstanty. Vlevo je původní plocha odezvy aproximující 25 návrhových bodů (Tab. 4). Uprostřed obrázku je pak již plocha odezvy po prvním kroku zpřesnění, tedy plocha odezvy vzniklá aproximací původních 25 návrhových bodů, ke kterým byla navíc přidána nalezená 3 optima (aerodynamické, pevnostní a celkové). Zcela vpravo je plocha odezvy po ukončení procesu zpřesňování.



Obr. 35: Postupný vývoj plochy odezvy při zpřesňování – aerodynamické požadavky

Tab. 9: Zpřesněná optima

Kódované proměnné	úhel šípu	rozpětí	zúžení	kroucení
optimum >	[-]	[-]	[-]	[-]
aerodynamické	-2	-0,91345	0,4568	2
pevnostní	-2	-2	-2	2
celkové	-2	-2	-2	2

Přirozené proměnné	úhel šípu	rozpětí	zúžení	kroucení
optimum >	[°]	[m]	[-]	[°]
aerodynamické	2,5	12,8644	0,373	-3
pevnostní	2,5	12,2195	0,25	-3
celkové	2,5	12,2195	0,25	-3

Tab. 10: Regresní koeficienty

	$R^2$		$R_{adj.}^2$	
	první RS	zpřesněná RS	první RS	zpřesněná RS
aerodynamické	0,990232	0,993649	0,976557	0,988419
pevnostní	0,999935	0,999885	0,999845	0,999790
celkové	0,997860	0,998767	0,994865	0,997752

Tabulka 10 ukazuje, že po zpřesnění plocha odezvy lépe aproximuje data než na počátku pro aerodynamické a celkové požadavky. Pouze pro pevnostní požadavky je kvalita aproximace mírně horší. To bylo možná způsobeno stavem, kdy optima pro pevnostní a celkové požadavky se po první iteraci dostala do rohu návrhového prostoru a dále se neměnila. Nebyla tedy do výpočtu zahrnuta vícenásobně ale pouze jednou.

## 4.2 Změna rozsahu úhlu šípu

Při každé optimalizaci je potřeba omezit návrhové proměnné, tak abychom na konci optimalizace dostali realistický návrh. Omezení nastavuje osoba, která optimalizaci provádí. Také v našem případě byly před započítáním optimalizace nastaveny hranice návrhového prostoru. Detailní analýzou výsledků optimalizace bylo však zjištěno, že úhel šípu slibuje dosažení ještě lepších výsledků, pokud dovolíme i jeho záporné hodnoty. Zjednodušeně, s dosavadními omezeními úhlu šípu padlo optimum na hranici vyhledávacího prostoru. Proto bylo rozhodnuto změnit rozsah pro úhel šípu až do -4 v kódovaných proměnných (-12,5° v přirozených proměnných).

Kromě úhlu šípu padla optima na hranici vyhledávacího prostoru ještě v případě kroucení křídla. Rozsah pro kroucení však změněn nebyl. V zadání projektu CESAR (dokument CE-SOCATA-T12-D1.2.2-5) je stanovena minimální hodnota zkroucení -3° a ani v praxi se větší hodnoty zkroucení křídla nepoužívají. Navíc pro demonstraci dalších možností metody plochy odezvy je změna rozsahu jedné proměnné dostatečná.

Pro vytvoření nové plochy odezvy na změněném vyhledávacím prostoru byly prozkoumány dva přístupy. V prvním přístupu bylo nově vytvořených 10 konfigurací přidáno k původním 25. návrhovým bodům. V druhém přístupu byly nejprve z původních návrhových bodů odstraněny konfigurace s úhlem šípu vyšším než 0



v kódovaných proměnných ( $>17,5^\circ$  v p řirozených proměnných) a teprve k nim bylo doplněno 10 nových konfigurací. Oba přístupy byly porovnány pomocí regresních koeficientů  $R^2$  a  $R_{adj}^2$  (Tab. 11). Hlavním důvodem pro provedení tohoto srovnání byla snaha ověřit chování optimalizační metody a ne pouze získávat výsledky.

Tab. 11: Regresní koeficienty po změně rozsahu úhlu šípů

	$R^2$		$R_{adj}^2$	
	první přístup	druhý přístup	první přístup	druhý přístup
aerodynamické	0,981280	0,995513	0,968176	0,989803
pevnostní	0,995272	0,994767	0,991963	0,988107
celkové	0,992195	0,995764	0,986731	0,990372

Jak je z tabulky 11 vidět, pro aerodynamické a celkové požadavky je druhý přístup lepší, přičemž pro aerodynamické požadavky je zlepšení poměrně výrazné. První přístup vychází trochu lépe pouze pro pevnostní požadavky. Proto byl pro další optimalizaci zvolen druhý přístup, při kterém byly odstraněny konfigurace s vysokými úhly šípů křídla.

Tab. 12: Změna omezení úhlu šípů

Původní omezení	Nové omezení
úhel šípů	úhel šípů
[°]	[°]
2,5	-12,5
32,5	17,5

Tab. 13: Aerodynamická, pevnostní a celková optimalizace se změněným rozsahem úhlu šípů

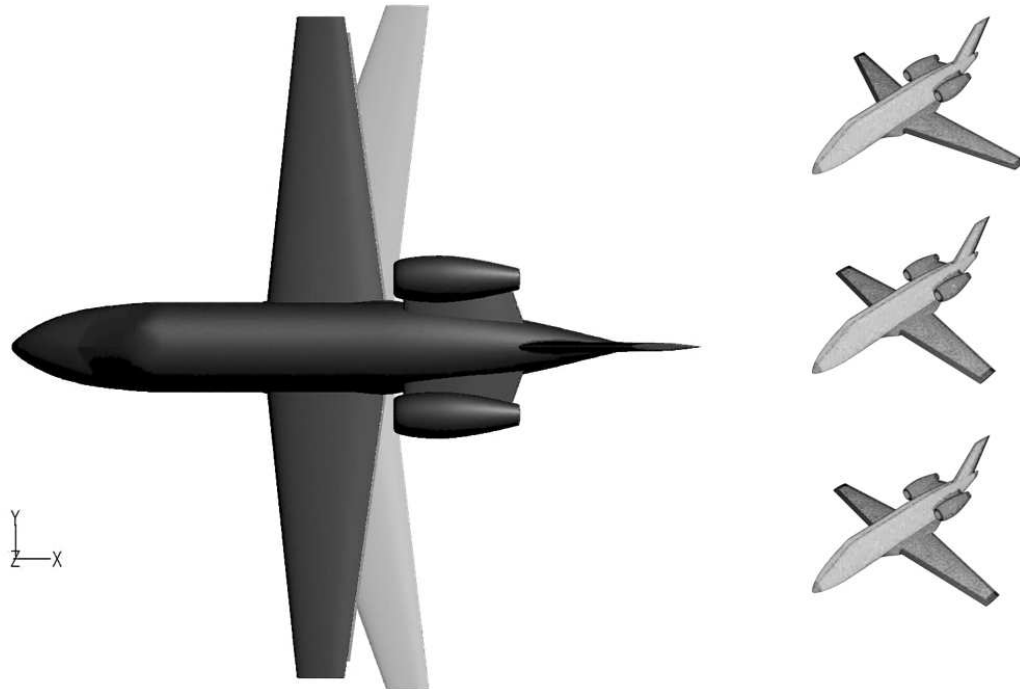
	přirozené proměnné				křídlo												
	$\xi_1$ [°] šíp	$\xi_2$ [m] rozpětí	$\xi_3$ [-] zúžení	$\xi_4$ [°] kroucení	$C_L$	$C_D/C_L$	$\omega_1$	$C_m^{(2)}$	$\omega_2$	$M_0/t_{28\% \text{ pr.}}$	$\omega_3$	$M_K/2^*U_{s \text{ pr.}}$	$\omega_4$	aerodyn. $F_1$	pevnostní $F_2$	celkové $F_3$	
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	
24	17,5	13,4065	0,35	-3	0,25	0,07289	4	0,00858	1	181489	1E-06	-50826	-2,5E-06	0,699862	0,821222	0,631308	
25	17,5	13,4065	0,35	1	0,25	0,078903	4	0,011416	1	201928	1E-06	-54483	-2,5E-06	0,672972	0,810754	0,631308	
26	-5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,058382	4	0,001987	1	173293	1E-06	-3935,6	-2,5E-06	0,764484	0,816868	0,581352	
27	-12,5	13,4065	0,35	-1	0,25	0,061315	4	0,001155	1	166450	1E-06	-10297	-2,5E-06	0,753584	0,807809	0,561393	
28	-5	14,5935	0,45	-3	0,25	0,056251	4	0,003094	1	203800	1E-06	-5315,7	-2,5E-06	0,771903	0,782911	0,554813	
29	-5	14,5935	0,45	1	0,25	0,056831	4	0,002708	1	235379	1E-06	-4239	-2,5E-06	0,789966	0,754023	0,523989	
30	-5	14,5935	0,25	-3	0,25	0,057534	4	0,002037	1	177506	1E-06	-3304,8	-2,5E-06	0,767826	0,814232	0,582058	
31	-5	14,5935	0,25	1	0,25	0,057503	4	0,001841	1	200605	1E-06	-2745,2	-2,5E-06	0,768148	0,792531	0,560679	
32	-5	12,2195	0,45	-3	0,25	0,05531	4	0,002035	1	145811	1E-06	-5041,2	-2,5E-06	0,776725	0,841586	0,618311	
33	-5	12,2195	0,45	1	0,25	0,062123	4	0,001877	1	162382	1E-06	-4577,8	-2,5E-06	0,749629	0,826174	0,575803	
34	-5	12,2195	0,25	-3	0,25	0,058349	4	0,001234	1	127175	1E-06	-2975,1	-2,5E-06	0,76537	0,865388	0,630758	
35	-5	12,2195	0,25	1	0,25	0,063293	4	0,001169	1	139496	1E-06	-2770,4	-2,5E-06	0,745659	0,853570	0,599237	
AERO	-4,6475	12,2195	0,45	-3	0,25	0,055012	4	0,002081	1	146089	1E-06	-5647	-2,5E-06	0,777872	0,839794	0,617666	
PEVNOST	-9,3875	12,2195	0,25	-3	0,25	0,059029	4	0,000809	1	124514	1E-06	-2735,1	-2,5E-06	0,763076	0,868649	0,631724	
CELK	-7,6063	12,2195	0,25	-3	0,25	0,058382	4	0,000962	1	125588	1E-06	-437,16	-2,5E-06	0,765511	0,873319	0,63883	

Pro vytvoření ploch odezvy bylo tedy použito 26 návrhových bodů (16 původních + 10 nových). Po nalezení extrémů všech tří cílových funkcí bylo zjištěno, že hodnota cílové funkce pro pevnostní požadavky je sice vyšší v místě nalezeného maxima než u všech použitých návrhových bodů, nicméně je nižší než hodnota cílové funkce pro pevnostní požadavky v místě maxima pro celkové požadavky (Tab. 13). Je tedy jasné, že skutečné maximum se neshoduje s maximem funkce plochy odezvy pevnostních požadavků. Možným řešením této situace by mohl být postup popsáný v kapitole 4.1. To však nebylo předmětem zájmu této části práce, proto byla vzata poloha pevnostního optima jako totožná s polohou optima celkového.

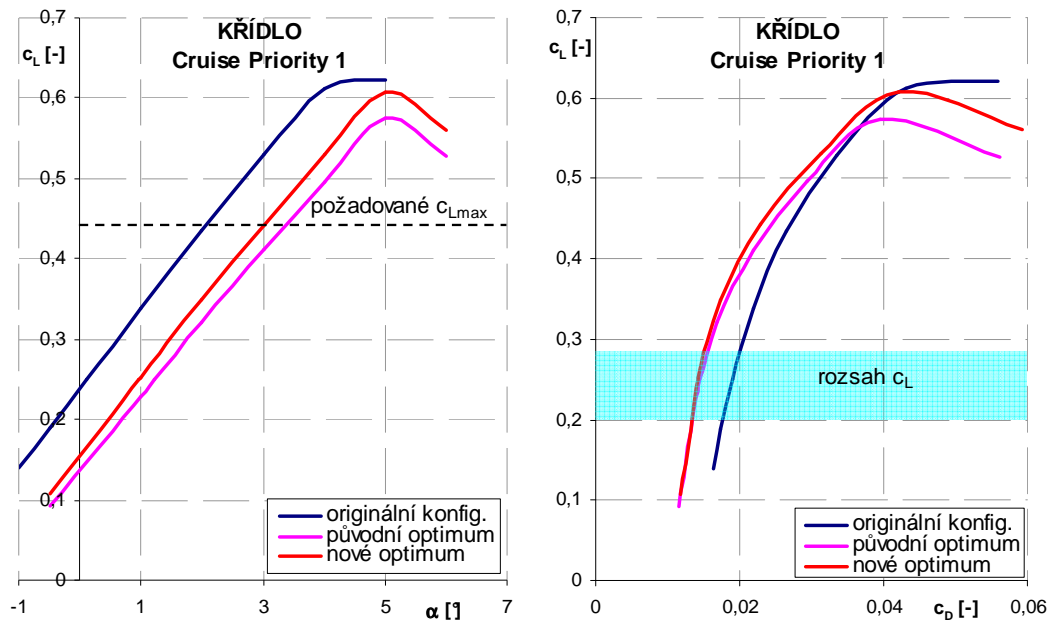
### 4.3 Přehled výsledků

#### Zpřesněné aerodynamické optimum

Aerodynamické opt.	Originální konfigur.	Původní optimum	Nové optimum
$C_L/C_D$	12,95	17,52	17,6689
$C_m$	-0,09926	-0,05428	-0,05562



Obr. 36: Originální (světle šedá), optimalizovaná původní (tmavě šedá) a optimalizovaná zpřesněná (černá) geometrie – aerodynamické požadavky

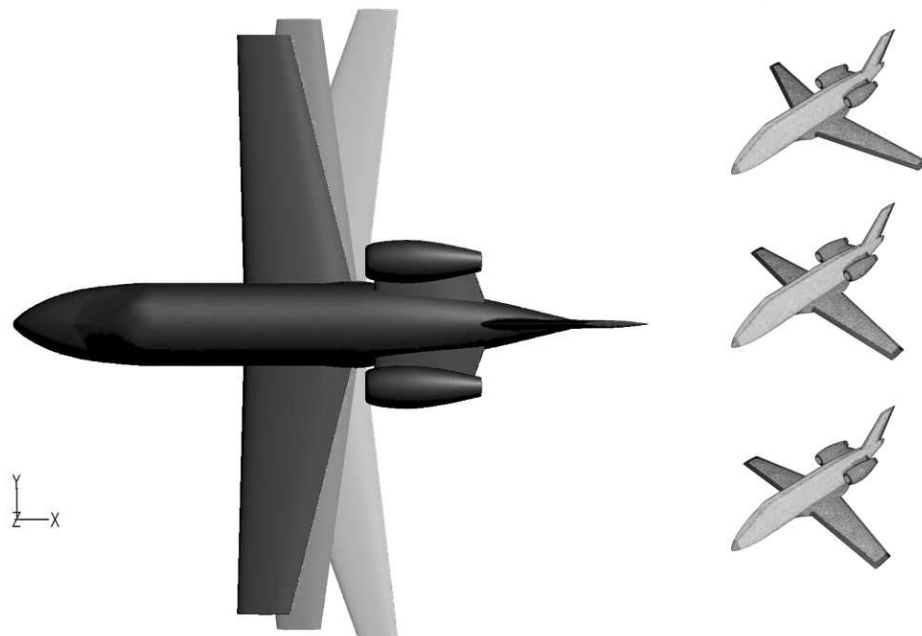


Obr. 37: Porovnání vztlakových křivek a polár pro režim Cruise Priority 1

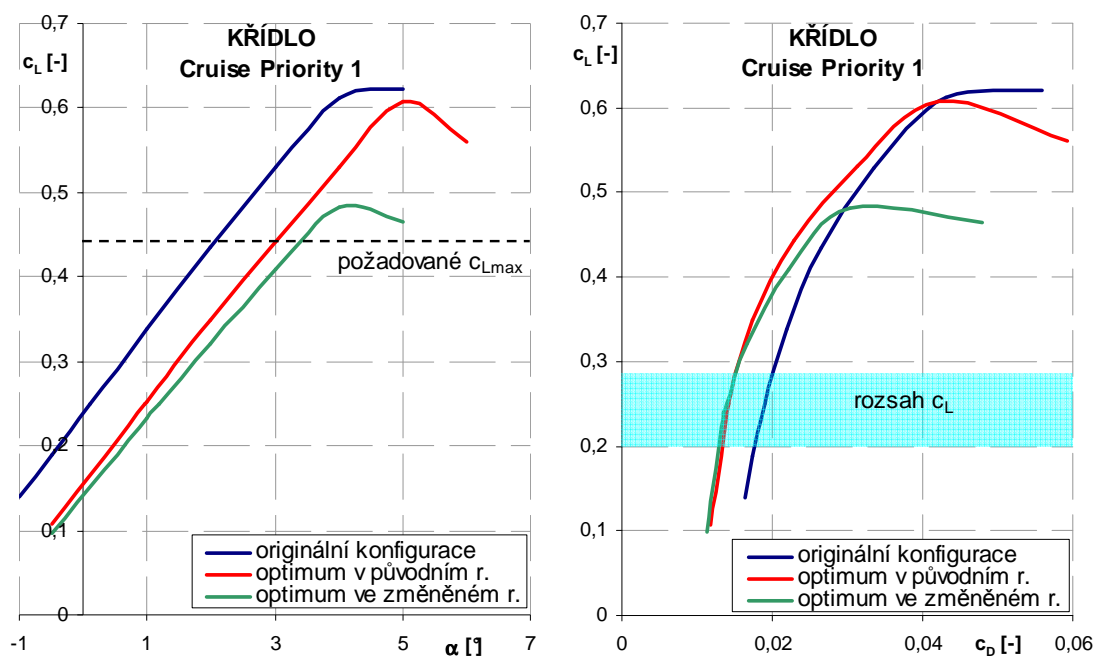


## Aerodynamické optimum ve změněném rozsahu úhlu šípu

Aerodynamické optimum	Originální konfig.	Optimum v původním r.	Optimum ve změněném r.
$c_L/c_D$	12,95	17,6689	18,1779
$C_m$	-0,09926	-0,05562	-0,04562



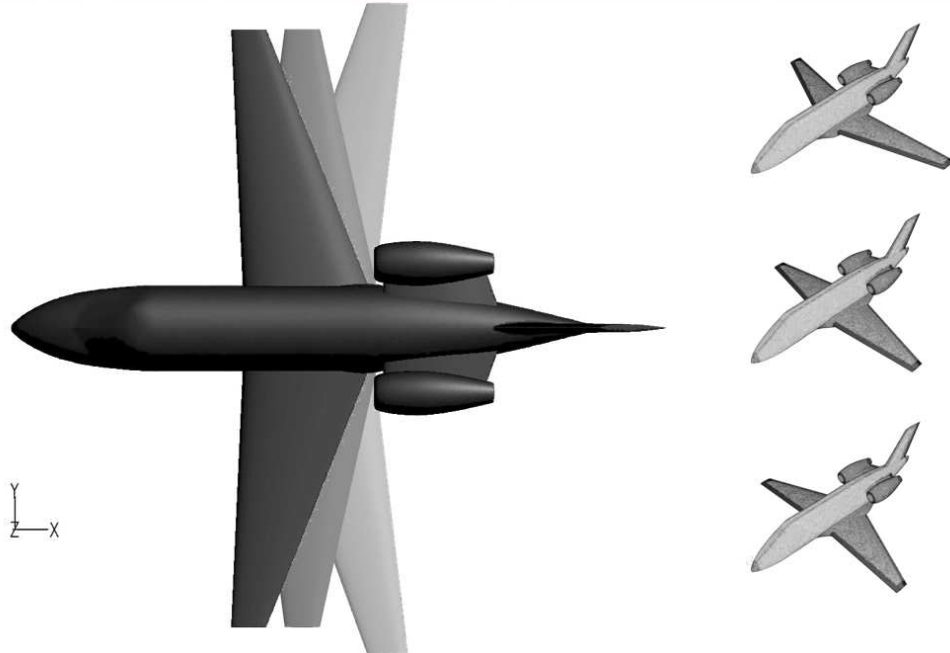
Obr. 38: Srovnání originální (světle šedá), optimalizované v původním rozsahu (tmavě šedá) a geometrie optimalizované ve změněném rozsahu (černá) – aerodynamické požadavky



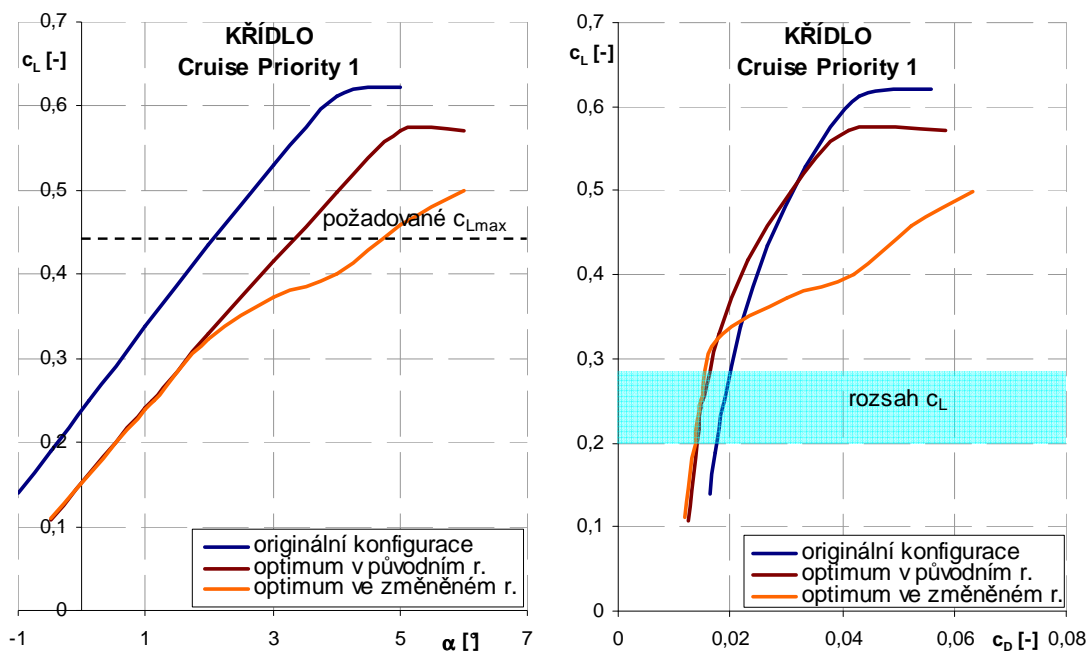
Obr. 39: Porovnání vztlkových křivek a polár pro Cruise Priority 1 – aerodynamické požadavky

## Pevnostní/celkové optimum ve změněném rozsahu úhlu šípů

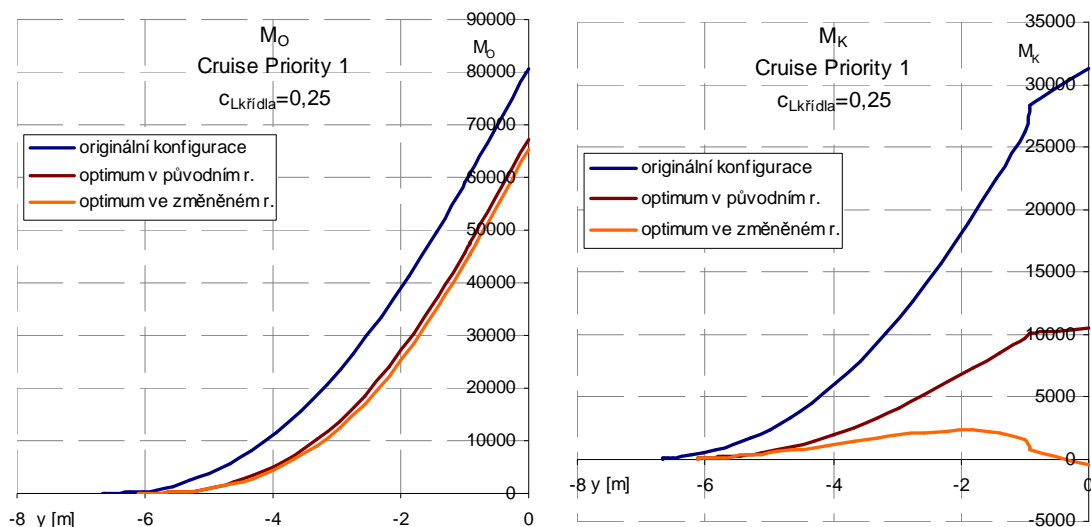
Pevnostní/celkové opt.	Originální konfigur.	Optimum v původním r.	Optimum ve změněném r.
$c_L/c_D$	12,95	16,7227	17,1287
$c_m$	-0,09926	-0,0494	-0,03102
$M_Q/t_{28\% \text{ pr.}}$	192291	131162	125588
$M_K/2U_{s \text{ pr.}}$	-49893	-13265	-437



Obr. 40: Srovnání originální (světle šedá), optimalizované v původním rozsahu (tmavě šedá) a geometrie optimalizované ve změněném rozsahu (černá) – pevnostní/celkové požadavky



Obr. 41: Porovnání vztlakových křivek a polár pro Cruise Priority 1 – pevnostní/celkové požadavky



Obr. 42: Srovnání průběhů ohybového a krouťicího momentu po polorozpětí při Cruise Priority 1 – pevnostní/celkové požadavky

Zejména z důvodu časové náročnosti výpočtů byla nově nalezená optima srovnávána pouze při režimu Cruise Priority 1.

Optima ve změněném rozsahu úhlu šípu křídla jsou porovnávána již se zpřesněnými optimálními konfiguracemi získanými v kapitole 4.1.

Jak lze vidět na obrázcích 36 a 37 zpřesněné aerodynamické optimum se od původního příliš neliší jak tvarem křídla tak ani svými charakteristikami. V rozsahu návrhových součinitelů vztlaku jsou změny opravdu minimální, teprve pro vyšší součinitele vztlaku vykazuje zpřesněné optimum výraznější snížení odporu a také dosahuje o něco vyššího maximálního součinitele vztlaku (Obr. 37). Aerodynamické optimum ve změněném rozsahu úhlu šípu křídla má opět ještě nepatrně nižší součinitel odporu v takřka celém rozsahu návrhových součinitelů vztlaku (Obr. 39). Nicméně na jeho horní hranici ( $c_L=0,29$ ) se situace obrací a toto optimum má součinitel odporu vyšší, přičemž s rostoucím součinitelem vztlaku je zhoršení odporových charakteristik stále výraznější. Také došlo k velkému poklesu maximálního součinitele vztlaku, přesto je stále vyšší než požadovaná hodnota ( $c_{Lmax}>0,44$ ).

Optima pro pevnosti a celkové požadavky byla nalezena jako totožná jak po zpřesnění aproximace v místech optim (kapitola 4.1) tak po změně rozsahu úhlu šípu křídla (kapitola 4.2). Oproti originální geometrii došlo k výraznému snížení součinitele odporu v celém rozsahu návrhových součinitelů vztlaku (Obr. 41) ale také ke snížení zatížení křídla (Obr. 42), zejména krouťicího momentu. Ukazuje se také, jak důležitá je důkladná analýza vypočtených optim. Optimum ve změněném rozsahu úhlu šípu totiž sice vykazuje zlepšení charakteristik v návrhovém rozsahu součinitele vztlaku, ale nad tímto rozsahem přibližně od  $c_L=0,31$  dochází k výraznému zvýšení součinitele odporu a na vztlakové křivce se objevuje nelineární průběh (Obr. 41). Nelineární průběh je způsoben odtržením proudu vzduchu v kořenové části křídla, přičemž s rostoucím úhlem náběhu nedochází k šíření odtržení po rozpětí, ale pouze k pozvolnému zvětšování odtržení proudu v kořenové části. Pokud jde o pevnostní charakteristiky, došlo u tohoto optima k dalšímu snížení ohybového momentu a také k velkému snížení momentu krouťicího, který se v kořenové části křídla pohybuje kolem nulové hodnoty (Obr. 42).

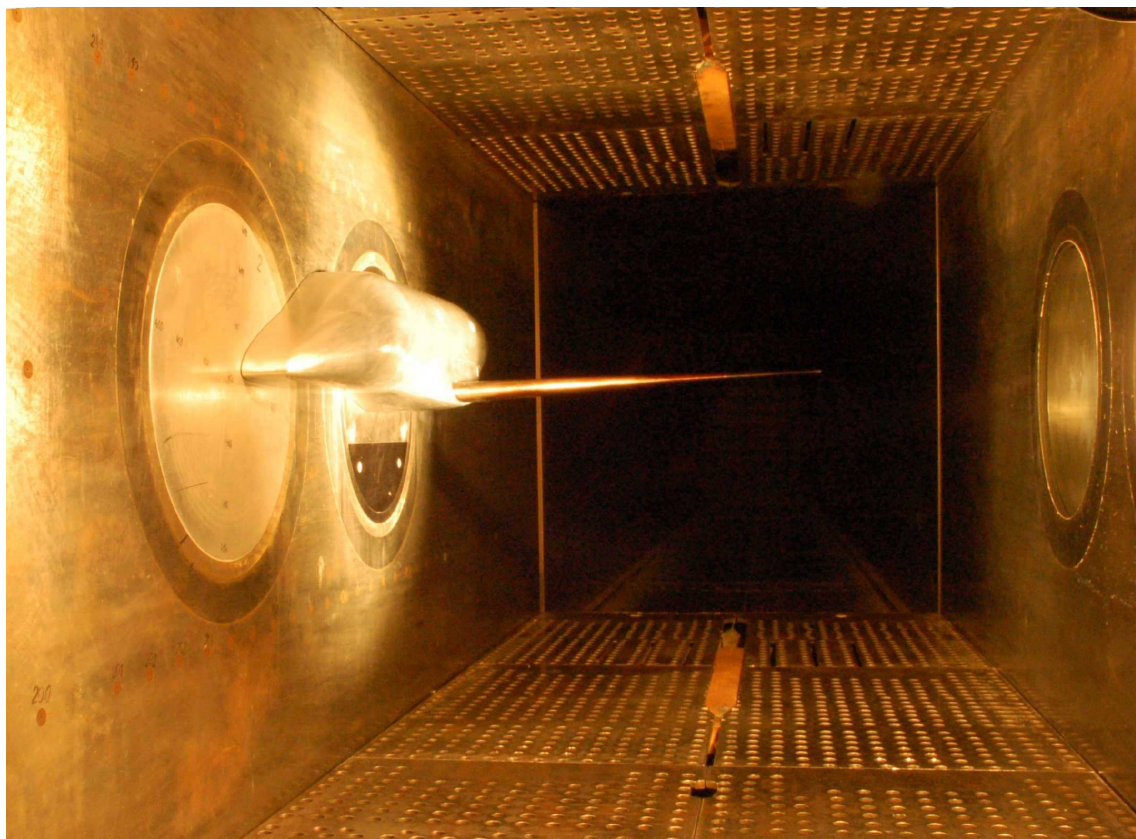
## 5. Tunelová měření

Po ukončení optimalizace křídla měla být vybrána nejvhodnější výsledná geometrie jednoho z řešitelů dané úlohy v projektu CESAR pro následná tunelová měření. I vzhledem k tomu, že jsme se značně odchýlili od původního zadání a místo optimalizace profilů jsme řešili půdorys křídla, nebyla vybrána naše geometrie. Pro tunelová měření byla vybrána geometrie AC2T-IOA-08 Institutu Lotnictwa, ve kterém zároveň tunelová měření byla prováděna (Obr. 43).

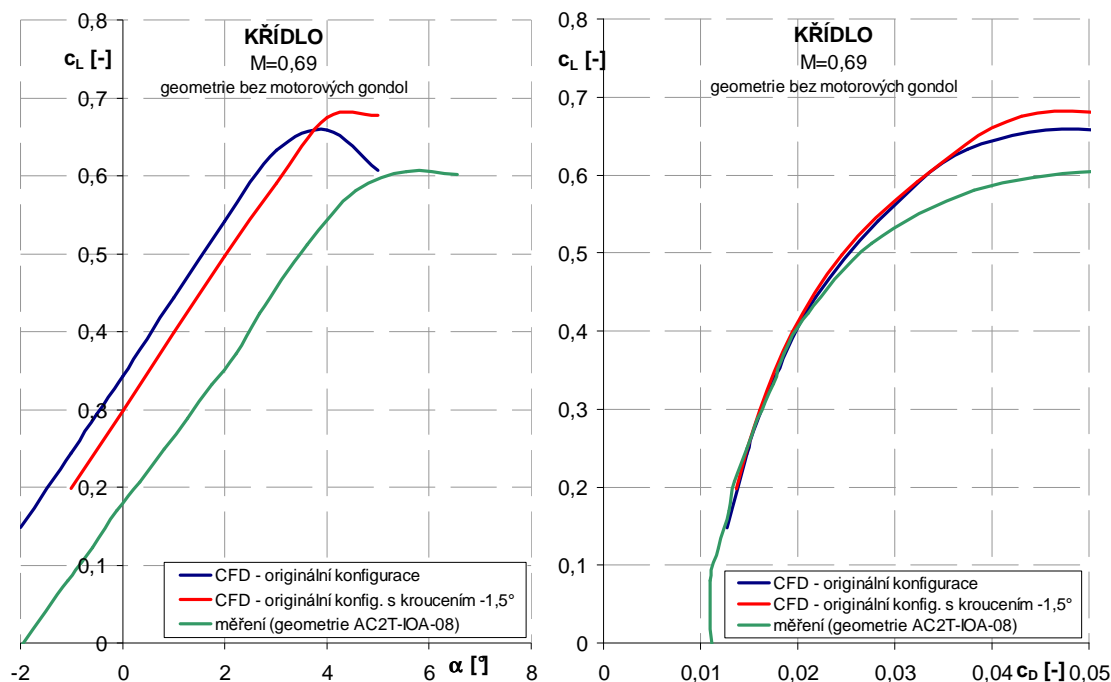
Ačkoliv naše geometrie tedy vybrána nebyla, přesto jsou tunelová měření a jejich výsledky pro nás velice zajímavá. Jedná se totiž o velice podobnou geometrii s geometrií původní. Při optimalizaci byla měněna pouze tloušťka, prohnutí a zkroucení profilů. Dá se tedy předpokládat, že změna aerodynamických charakteristik nebyla velká, což ostatně vyplynulo i z osobního jednání se zástupci Institutu Lotnictwa.

Geometrie pro tunelová měření byla vyrobena v měřítku 1:18. Z neznámého důvodu byla tunelová měření prováděna pouze v konfiguraci křídlo-trup, tedy bez motorových gondol. Rozsah měřených rychlostí byl  $M=0,3-0,82$ .

Bylo tudíž provedeno srovnání CFD výpočtů původní geometrie bez motorových gondol v režimu Cruise Priority 1 s tunelovým měřením geometrie AC2T-IOA-08 při rychlosti  $M=0,69$ . Pro představu, jaký vliv má zkroucení křídla na aerodynamické charakteristiky byl ještě doplněn CFD výpočet originální geometrie s kroucením křídla  $-1,5^\circ$ .



Obr. 43: Vybraná geometrie AC2T-IOA-08 při měření v aerodynamickém tunelu N-3 v Institut Lotnictwa



Obr. 44: Porovnání s tunelovým měřením

Při porovnání výpočtů s tunelovým měřením se objevila nečekaná shoda jednotlivých polár v oblastech nižších součinitelů vztlaku, tedy i v oblasti návrhových součinitelů vztlaku (Obr. 44). Shoda panuje také u sklonu vztlakových čar, ovšem vztlaková čára měřeného modelu je výrazně posunuta k vyšším úhlům náběhu. Tento posun může být do značné míry způsoben změnou kroucení křídla, což demonstruje červená křivka na Obr. 44. Tato křivka ukazuje změnu charakteristik originální konfigurace při změně kroucení křídla a je vidět že kroucení křídla pouze posune vztlakovou křivku k větším úhlům náběhu, přičemž ostatní charakteristiky zůstávají víceméně beze změny. Rozdíl polohy vztlakových křivek měřeného modelu a originální konfigurace tedy lze částečně vysvětlit změnou kroucení křídla a to jak geometrického, tak aerodynamického ke kterému mohlo dojít díky modifikaci profilů při optimalizaci. Díky modifikaci profilů mohlo také dojít ke změně úhlu náběhu nulového vztlaku celého křídla.

Na základě provedeného srovnání výpočtů a tunelového měření, se lze domnívat, že výpočty byly provedeny korektně a dostatečně odpovídají realitě a výsledky optimalizace tak mají reálný rámec.



## 6. Závěr

Bylo prokázáno, že metoda plochy odezvy je funkční a použitelná metoda pro řešení problému aerodynamické i multidisciplinární optimalizace. Velkou výhodou při použití metody plochy odezvy je díky ní získaná znalost o chování cílové funkce na celém vyhledávacím prostoru. Jako výhoda se ukázala i nevelká náročnost metody na přípravu optimalizačního prostředí. Bylo také ukázáno snadné začlenění nových parametrů v průběhu optimalizace, respektive možnost použití stejných návrhových bodů a v nich napočítaných konfigurací pro nalezení optim několika různých cílových funkcí. Při dalších analýzách možností metody plochy odezvy byla prověřena možnost jednoduchého zpřesnění plochy odezvy pomocí nalezených extrémů a také otestována metoda změny rozsahu jedné z proměnných. Oba tyto postupy byly shledány proveditelnými a prakticky použitelnými.

Metoda samotná může být použita v kombinaci s jakýmkoliv aerodynamickým řešičem. Lze tedy výpočtově náročný program Fluent nahradit například programem Glauert či programy založenými na panelových metodách a ve spojení s nimi využít metodu plochy odezvy v počátečních fázích návrhu křídla jako náhradu či doplněk statistických metod návrhu. Řešič je ovšem třeba volit adekvátně k řešenému problému.

Byly také posouzeny dvě metody vyhodnocení rozložení zatížení po rozpětí křídla. Obě metody byly shledány použitelnými pro danou úlohu. Rozdíly byly pouze v pracnosti a univerzálnosti.

Disertační práce byla řešena v rámci evropského projektu CESAR 6. rámcového programu EU. Výsledkem celé optimalizace jsou optima pro jednotlivé požadavky (aerodynamické, pevnostní a celkové složené z obou předchozích). Obecně všechny optimální konfigurace dosáhly výrazného snížení odporu oproti konfiguraci originální. Došlo také ke značnému snížení ohybového a zejména krouticího momentu. Nejdůležitější změna, která je při pohledu na geometrii ihned patrná, mající za následek ono velké snížení odporu i snížení pevnostního zatížení, je snížení úhlu šípů křídla. Úhel šípů se z  $16,685^\circ$  u originální geometrie optimalizací dostal až k záporným hodnotám  $-4,65$  (aerodynamické požadavky) a  $-7,61$  (pevnostní/celkové požadavky). Po bližším ohledání této situace se ukazuje, že pro pevnostní a celkové požadavky nebyla zaznamenána nějak dramatické změna v ohybovém momentu mezi optimy před a po změně rozsahu úhlu šípů, zatímco u krouticího momentu dochází ke změnám značným. Poloha pevnostního/celkového optima se v podstatě nachází v místech s nulovým krouticím momentem v kořeni křídla. To značí příliš velký vliv krouticího momentu a pro další výpočty by bylo vhodné tento vliv oslabit ať již změnou váhové funkce nebo úpravou celého členu pro krouticí moment v cílové funkci. Samozřejmě nečekané záporné úhly šípů křídla sebou přinášejí také aeroelastické problémy které nebyly do optimalizace zahrnuty a skutečná optimálnost výsledných konfigurací je tedy diskutabilní.

Právě pro další změny a experimentování s cílovou funkcí je metoda plochy odezvy velice vhodná. Není nutné provádět žádné další CFD výpočty. Po změnách v cílové funkci se pouze vytvoří nová plocha odezvy nad stávající sadou návrhových bodů a najde se na ní příslušný extrém. Tato velká výhoda metody plochy odezvy je v samotné práci využita při nalezení extrémů tří různých cílových funkcí (aerodynamické, pevnostní a celkové požadavky) s použitím jedné sady vypočtených návrhových konfigurací.

Přes uvedené problémy byly dosažené výsledky v konsorciu řešitelů projektu CESAR přijaty s velkým zájmem, neboť i díky nedodržení původního zadání projektu přispěla tato práce dalším pohledem k řešení problematiky návrhu a optimalizace

letounů v oblasti transsonického proudění. Přinesla pohled z úhlu spíše metodického než z oblasti precísní optimalizace s těsnými omezeními. Překvapivé se ovšem ukázaly být dosažené výsledky. Neočekávaná byla zejména změna úhlu šípu, kdy v podstatě napříměním křídla se dosáhlo výrazného snížení odporu a byla zároveň dodržena podmínka Machova čísla odporové divergence ( $M > 0,75$ ). Při těchto rychlostech dochází z hlediska rozložení tlaků k výrazné interferenci mezi motorovou gondolou a křídlem, které jsou poměrně blízko (potvrzeno interpretací výsledků dalšími partnery konsorcia). Tento negativní vliv snížení šípu částečně eliminuje. Při pátrání po příčinách tak velkého rozdílu úhlu šípu optim a originální konfigurace bylo zjištěno, že křídlo originální konfigurace bylo navrženo pouze pomocí statistických metod. Je tedy možné, že tento statistický návrh nebyl proveden zcela korektně, byla podceněna kvalita použitých profilů, což ve spojení s poměrně nízkými návrhovými rychlostmi mohlo vést až k značnému nadhodnocení velikosti úhlu šípu křídla.

Byla tedy prokázána efektivita metody plochy odezvy ve spojení s CFD metodami při aerodynamické optimalizaci. Základní pevnostní požadavky byly začleněny do optimalizace a byl tak řešen reálný multidisciplinární problém.

## Seznam použité literatury

- [1] JAMESON, A.: Transonic flow calculations for airfoils and bodies of revolution, Grumman Aerodynamice Report 390-71, 1971.
- [2] VANDERPLAATS, G.N., HICKS, R.M.: Numerical airfoil optimization using a reduced number of design coordinates, NASA TM X-73151, July 1976.
- [3] DOORLY, D.J., PEIRÓ, J., KUAN, T., OESTERLE, J.P.: Optimisation of Airfoils using Parallel Genetic Algorithms. In *Fifteenth International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics*, Berlín: Springer, 1997, ISBN 978-3-540-63054-8.
- [4] POPELA, R.: Využití optimalizačních metod při aerodynamickém návrhu letounu, VUT v Brně, Brno, 2005.
- [5] QUAGLIARELLA, D., VICINI, A.: Viscous single and multicomponent airfoil design with genetic algorithms, In *Finite Elements in Analysis and Design* 37, Elsevier Science, 2001, str. 365-380.
- [6] OBAYASHI, S.: Multidisciplinary Design Optimization of Aircraft Wing Planform Based on Evolutionary Algorithms, In *System, Man, and Cybernetics, 1998 IEEE International Conference on Volume:4*, San-Diego, USA, 1998, ISBN 0-7803-4778-1.
- [7] LEE, D.S., GONZALEZ, L.F., SRINIVAS, K., AULD, D.J., WONG, K.C.: Aerodynamic Shape Optimisation of Unmanned Serial Vehicles using Hierarchical Asynchronous Parallel Evolutionary Algorithms, In *International Journal of Computational Intelligence Research* Vol.3, Research India Publications, 2007, ISSN 0973-1873, str. 231-252.
- [8] LEOVIRIYAKIT, K., JAMESON, A.: Multi-Point Wing Planform Optimization via Control Theory, 43rd Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, January 2005.
- [9] MARTINS, J.R, REUTHER, J., ALONSO, J.J.: Aero-Structural Wing Design Optimization using High-Fidelity Sensitivity Analysis, National Aeronautics and Space Administration Moffettfield CA Ames Research Center, Report Number A666254, 2001.
- [10] FUJINO, M., KAWAMURA, Y.: Wave-Drag Characteristics of an Over-the-Wing Nacelle Business-Jet Configuration, In *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, 2003.
- [11] SOBIECZKY, H.: Parametric Airfoils and Wings, In *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vieweg Verlag, 1998, str. 71-88.
- [12] QUAGLIARELLA, D., VICINI, A.: Gas for Aerodynamic shape design II: multiobjective optimization and multi-criteria design, In *Von Karman Institute Lecture Series 2000-07*, Von Karman Institute 2000.



- [13] MARCO, N., DÉSIDÉRI, J-A., LANTERI, S.: Multi-Objective Optimization in CFD by Genetic Algorithms, Rapport de Recherche no.3686, Institut national de recherche en informatique en automatique – INRIA, France, 1999.
- [14] ZHANG, F., CHEN, S., KHALID, M.: Multi-Point Optimization of Transonic Wing by Real-Coded Genetic Algorithm, CFD2003, The Annual Conference of CFD Society of Canada, Vancouver, Canada, 2003.
- [15] SASAKI, D., OBAYASHI, S., SAWADA, K., HIMENO, R.: Multiobjective Aerodynamic Optimization of Supersonic wing Using Navier-Stokes Equations, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECOMAS, Barcelona, 2000.
- [16] OYAMA, A., OBAYASHI, S., NAKAHASHI, K., NAKAMURA, T.: Aerodynamic Optimization of Transonic Wing Design Based on Evolutionary Algorithm, Third International Conference On Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, Daytona Beach, USA, 2000.
- [17] PINELLI, A., SACCO, G., LANARI, C., DESIDERI, J-A., JANKA, A.: Multipoint Aerodynamic Optimization of a Transonic Business Jet Wing, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECOMAS, Jyväskylä, 2004.
- [18] CHIBA, K., OBAYASHI, S., NAKAHASHI, K.: High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet, 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Toronto, Canada, 2005.
- [19] MYERS, R. H., MONTGOMERY, D. C.: Response Surface Methodology – Process and Product Optimization Using Designed Experiments, second edition, AWiley-Interscience Publication, USA, 2002, ISBN 0-471-41255-4.
- [20] VANĚK, F.: Analýza výpočtů zatížení letounu pro automatizaci a programová realizace s využitím moderních HW a SW prostředků, VUT v Brně, Brno, 2007.
- [21] POPELA, R., DOUPNÍK, P., STALEWSKI, W., ZOLTAK, J.: Wing design and analysis report AC2 turbulent wing, AFT, HLT, Deliverable Report D1.2.2-9, zpráva projektu CESAR, 2008.

## Seznam symbolů a zkratek

$C_L$	součinitel vztlaku
$c$	hloubka křídla
$C_D$	součinitel odporu
CFD	computational fluid dynamics
$C_{Lkřídla}$	součinitel vztlaku křídla
$C_{Lmax}$	maximální součinitel vztlaku
$C_m$	součinitel klopivého momentu
EU	Evropská unie
$F_i$	cílové funkce
$M$	Machovo číslo
$M_K$	krouticí moment křídla
$M_O$	ohybový moment křídla
$n$	počet návrhových bodů
$p$	počet členů rovnice plochy odezvy
$R^2$	regresní koeficient
$R^2_{adj.}$	standardizovaný regresní koeficient
$Re$	Reynoldsovo číslo
RSM	response surface method – metoda plochy odezvy
S-A	model turbulence Spalart-Allmaras
$SS_E$	součet čtverců odchylek
$SS_R$	regresní součet čtverců
$SS_T$	celkový součet čtverců
$t_{28\%}$	tloušťka kořenového profilu v 28% (poloha prostředního nosníku křídla)
$U_S$	součet ploch dutin boxu křídla mezi předním, středním a zadním nosníkem v kořeni křídla
$x_i$	kódované proměnné
$\alpha$	úhel náběhu
$\beta_i$	koeficienty rovnice plochy odezvy
$\omega$	váhy
$\xi_i$	přirozené proměnné